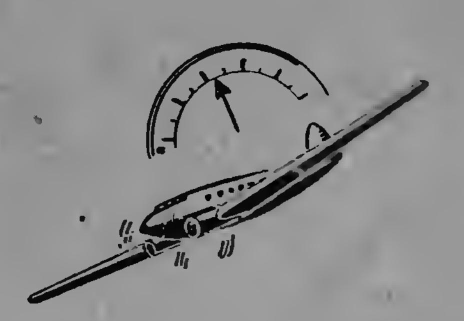
Цена в пер. 8 руб.

II

Д. А. БРАСЛАВСКИЙ
С. С. ЛОГУНОВ

АВИАЦИОННЫЕ ПРИБОРЫ

II



Д. А. БРАСЛАВСКИЙ
С. С. ЛОГУНОВ

АВИАЦИОННЫЕ ПРИБОРЫ

ОБОРОНГИЗ — 1941

Д. А. БРАСЛАВСКИЙ и С. С. ЛОГУНОВ

АВИАЦИОННЫЕ ПРИБОРЫ

Утверждено ГУУЗ НКАП в качестве учебного пособия для сети рабочего образования по специальности „Оборудование самолетов"

ГОСУДАРСТВЕННОЕ ИЗДАТЕЛЬСТВО ОБОРОННОЙ ПРОМЫШЛЕННОСТИ

Москва 1941

Инд. А—70—3—3

В книге изложены общие сведения о пилотажно-навигационных и моторных приборах, применяющихся в настоящее время на самолетах. Описано назначение, принцип действия, конструкция и монтаж на самолете каждого прибора. Приведены общие указания по контролю и эксплоатации некоторых приборов.

Книга является учебным пособием для школ мастеров социалистического труда и техникумов авиационной промышленности и практическим руководством для мастеров и техников, монтирующих приборы на самолеты, и технического состава ВВС КА и ГВФ. Написана книга просто и для усвоения специальной подготовки не требуется.

Редактор *Г. И. Седленек*

Тираж 15 000. Подписано в печать 30/VII 1941 г. Колич. печ. л. $15^1/_2$ + 4 вкл. Уч.-авт. л. 17,91. Колич. печ. зн. в 1 печ. л. 48 144. А41123. Цена 7 р. Перепл. 1 р. Зак. № 176/263.

Московская типография Оборонгиза

ПРЕДИСЛОВИЕ

Современный самолет оборудован большим числом приборов, контролирующих режим полета и помогающих работе экипажа самолета.

Техника самолетостроения непрерывно совершенствуется. Одновременно растет и техника приборостроения — появляются приборы, построенные на новых, более совершенных принципах.

Грамотный монтаж авиационных приборов требует знакомства с назначением, принципом действия и устройством каждого прибора.

При составлении книги авторы стремились в сжатой форме изложить основные сведения о приборах, применяющихся в настоящее время на самолете.

Для лучшего усвоения изложенного материала книга разделена на главы, объединяющие приборы по принципу их действия.

Теоретические основы гироскопических приборов из-за сложности принципа их действия изложены подробнее, нежели основы остальных приборов.

Авторы выражают благодарность технику Г. Н. Красникову за проделанную им большую работу по подбору материалов и изготовлению иллюстраций.

ГЛАВА ПЕРВАЯ

ПРИБОРЫ И ИХ РАЗМЕЩЕНИЕ НА САМОЛЕТЕ

1. НАЗНАЧЕНИЕ ПРИБОРОВ НА САМОЛЕТЕ

Контрольно-измерительные приборы применяются во всех областях техники. Приборы облегчают управление машинами и сигнализируют об их неисправностях. На современном самолете установлено много всевозможных приборов. На больших самолетах число приборов доходит до нескольких десятков (фиг. 1).



Фиг. 1. Приборная доска современного одномоторного самолета.

Работа мотора. Мотор обеспечивает продвижение самолета в воздухе. Остановка мотора в полете вызывает вынужденную посадку, связанную с возможностью аварии самолета. Контролировать нормальную работу мотора можно только по приборам, показывающим состояние и условия работы отдельных его агрегатов.

Работа авиационного мотора основана на использовании тепловой энергии, выделяемой топливом (бензином) при его сгорании в цилиндре двигателя. Бензин подается в цилиндры в распыленном состоянии вместе с воздухом в виде так называемой *горючей смеси.*

Горючая смесь приготовляется карбюратором. В карбюратор бензин поступает под определенным давлением. У большинства двигателей это давление равно 0,2—0,3 *ат*. При давлении ниже 0,2—0,3 *ат* приток горючего в карбюратор будет недостаточным, и возникнут перебои в работе мотора. Давление, под которым бензин поступает в карбюратор, измеряет *манометр бензина.*

Движущиеся части мотора при своем движении преодолевают сопротивление трения, что связано с износом частей и потерей мощности. Система смазки обеспечивает постоянную подачу масла ко всем трущимся деталям с тем, чтобы уменьшить трение и износ материала. Для обеспечения достаточной и бесперебойной смазки масло подается под давлением, создаваемым масляной помпой. У авиационных двигателей это давление равно 2,5—8 *ат*. При недостаточном давлении уменьшается скорость притекания масла к трущимся частям, что вызывает их быстрый износ и даже заедание. Давление в системе смазки измеряет *манометр масла.*

Для нормальной работы двигателя важна также температура смазывающего масла. При низкой температуре вязкость масла возрастает, скорость течения его по трубопроводам уменьшается и потери мощности увеличиваются. При слишком высокой температуре масло может гореть и продукты его сгорания будут засорять трущиеся поверхности, что также повышает трение и износ. Температуру смазывающего масла измеряет *термометр масла.*

При сгорании горючей смеси выделяется большое количество тепла, и цилиндры двигателя сильно нагреваются. При чрезмерно высокой температуре крепость материала сильно понижается и цилиндры начинают деформироваться, что может вызвать заедание поршней двигателя. Для того чтобы удержать температуру цилиндров и поршней в допустимых пределах, приходится искусственно охлаждать головки цилиндров. Охлаждение может быть воздушным или жидкостным.

При воздушном охлаждении цилиндры обдуваются встречным потоком воздуха. При жидкостном охлаждении излишек тепла отводится водой или специальной жидкостью, непрерывно омывающей наружные стенки цилиндров и затем отдающей тепло воздуху в радиаторе. Температуру головок цилиндров при воздушном охлаждении показывает *термометр цилиндров.* В моторах с жидкостным охлаждением применяют *термометр воды,* измеряющий температуру жидкости, выходящей из рубашек цилиндров.

Тяга винта, продвигающая самолет в воздухе, зависит от числа оборотов в минуту винта, а следовательно, от числа оборотов в минуту коленчатого вала мотора. Летчик должен всегда знать, с какой угловой скоростью вращается вал мотора. Эту скорость указывает *тахометр.*

Для полного сгорания бензина нужно совершенно определенное количество кислорода. Кислород содержится в засасываемом двигателем воздухе. Но на большой высоте воздух сильно разрежен и кислорода в засасываемом в цилиндры воздухе нехватает для сгорания топлива. Из-за этого снижается мощность мотора на высоте. Приходится снабжать высотные моторы нагнетателем, сжимающим воздух и подающим его под нужным давлением в цилиндры. Это давление измеряет прибор, называемый *мановакуумметром.*

Количество горючего в бензиновых баках измеряет и показывает *бензиномер.* Показания этого прибора в длительном полете особенно важны летчику. Проверить показания бензиномера можно по показаниям *счетчика расхода горючего.* Этот прибор измеряет количество горючего, израсходованное за время полета.

Летчик должен так отрегулировать питание мотора, чтобы лететь с наименьшей затратой горючего.

В горючей смеси нужно поддерживать определенное соотношение бензина и воздуха. Это соотношение показывает *газоанализатор.*

Для удовлетворительного сгорания бензина он должен по пути к камерам сгорания испаряться с нужной скоростью. Эта скорость зависит от температуры карбюратора, которую измеряет и показывает летчику *термометр карбюратора.*

Управление самолетом. Для пилотирования самолета и ведения его по курсу требуется целый ряд приборов, составляющих группу так называемых пилотажно-навигационных приборов.

В горизонтальном полете при ясной погоде можно вести самолет, определяя его положение по видимой линии горизонта и по земным ориентирам. Но и в таком полете необходимы приборы.

В самом деле, ведь самолет может держаться в воздухе только до тех пор, пока его скорость относительно воздуха не ниже некоторой минимальной (критической) скорости, равной для тихоходных самолетов 60—80 *км/час* и для быстроходных 100—140 *км/час*. При меньшей скорости самолет падает или переходит в так называемый штопор. Определить точно скорость без прибора невозможно. И в этом случае на помощь летчику приходит *указатель скорости.*

Высоту полета указывает *высотомер*, а направление — *магнитный компас,* показывающий курс самолета.

Кроме этих приборов существенную помощь летчику при горизонтальном полете по прямой оказывают *вариометр* и *указатель поворота.* Вариометр показывает скорость изменения высоты полета и дополняет высотомер, чувствительность которого недостаточна для обнаружения небольших изменений высоты. Указатель поворота при прямолинейном полете служит дополнением к компасу, указывая отклонения самолета от курса.

В более сложных случаях полета экипажу самолета приходится пользоваться еще другими приборами. При вираже самолет поворачивается в горизонтальной плоскости, имея одновременно

поперечный крен. Для того чтобы самолет делал правильный вираж, его крен должен находиться в определенном соотношении с угловой скоростью поворота и радиусом виража. Правильность виража проверяется *указателем скольжения,* показывающим наличие наружного или внутреннего скольжения самолета.

Скорость поворота самолета при вираже характеризуется степенью отклонения стрелки указателя поворота.

Перечисленных приборов достаточно для управления самолетом в ясную погоду.

При слепом полете, когда отсутствует видимость земных и небесных ориентиров, летчик управляет самолетом исключительно по показаниям приборов. Полет в тумане, в облаках или темной, безлунной ночью является слепым полетом.

В первое время в слепом полете пользовались обычными пилотажными приборами. Летчик судил о поперечном крене по указателю скольжения, а о продольном крене — косвенным образом, по показаниям указателя скорости и вариометра.

Но показания этих приборов несколько запаздывают, т. е. отстают от движений самолета. Магнитный компас также неудобен для выдерживания курса в слепом полете, так как всякое изменение положения самолета вызывает колебания стрелки компаса. В связи с этим были созданы специальные приборы для слепого полета.

Основным прибором этой группы является *авиагоризонт,* заменяющий видимый горизонт и указывающий непосредственно крены самолета. *Гирополукомпас* указывает отклонения самолета от прямой и позволяет выполнять точные развороты на нужный угол. Гирополукомпас курса не указывает, поэтому им пользуются в сочетании с магнитным компасом. От этого недостатка свободен *гиромагнитный компас,* дающий устойчивые показания курса самолета без корректировки по магнитному компасу.

Для выдерживания курса применяют еще *радиополукомпас* и *радиокомпас,* измеряющие угол между направлением на радиостанцию и направлением полета самолета.

По мере развития авиации развивается и техника приборостроения. Появляются различные автоматические устройства, облегчающие управление самолетом. Одним из таких приборов является *автопилот,* автоматически управляющий рулями самолета. Автопилот ведет самолет по заданному курсу и на заданной высоте, разгружая летчика от длительного напряжения при дальних полетах.

Работа штурмана. На средних и тяжелых самолетах в состав экипажа самолета входит штурман, ведающий всеми вопросами аэронавигации.

Для ориентировки в полете штурман должен знать скорость самолета относительно земли (путевую скорость), направление движения самолета относительно земли (путевой угол) и время полета.

Для определения истинной воздушной скорости штурман пользуется указателем скорости, высотомером и *термометром наружного воздуха.* Штурман имеет свой магнитный компас, по которому он определяет магнитный курс самолета. Для определения путевой скорости и путевого угла штурман должен знать скорость и направление ветра. Последние данные штурман определяет по земным ориентирам при помощи *навигационного визира.* При наличии оптического прицела для бомбометания можно им пользоваться в качестве навигационного визира.

Время полета штурман определяет по *авиационным часам.* Для выполнения расчетов штурман снабжается навигационными счетными приборами — ветрочетом, линейкой и транспортиром.

При отсутствии видимости земных ориентиров, например ночью или над морем, местонахождение самолета определяется астрономической ориентировкой. Для этой цели служат *секстант* и *октант,* при помощи которых измеряют угловые высоты светил над горизонтом.

При отсутствии видимости земных и небесных ориентиров местонахождение самолета может быть определено методом радиопеленгации при помощи радиополукомпаса.

Развитие приборостроительной техники привело к созданию автоматических устройств, облегчающих работу штурмана. Таким прибором является *автоштурман,* записывающий путь самолета на карте.

Классификация приборов по их назначению. Все авиационные приборы в зависимости от их назначения могут быть разделены на две основные группы: 1) *приборы контроля работы мотора, 2) пилотажно-навигационные приборы.*

В первую группу входят манометры бензина и масла, термометры масла и воды, термометры цилиндров, термометры карбюратора, тахометры, мановакуумметры, бензиномеры, счетчики расхода горючего, газоанализаторы.

Во вторую группу входят указатели скорости, высотомеры, вариометры, магнитные компасы, указатели поворота, указатели скольжения, авиагоризонты, гирополукомпасы, гиромагнитные компасы, радиокомпасы, секстанты, октанты, визиры, часы, автопилоты и автоштурманы.

2. ОБЩИЕ ТРЕБОВАНИЯ К АВИАЦИОННЫМ ПРИБОРАМ

Условия эксплоатации приборов. Условия эксплоатации приборов на самолете связаны с рядом факторов, оказывающих воздействие на сроки службы приборов и на точность их показаний.

Самолет летает в различное время года, в различных местностях и на разных высотах. Температура окружающего воздуха может изменяться от +50 до —60°. Вредное воздействие изменения температуры на прибор заключается в деформации деталей, изменении упругости пружин, изменении вязкости смазки. Все это вызывает дополнительные погрешности, а иногда и отказ приборов в работе.

Для борьбы с температурными влияниями применяют различные виды температурной компенсации, подбирают соответствующие смазки, обогревают приборы и кабину самолета.

В широких пределах может изменяться влажность воздуха. Влажность способствует коррозии деталей и вызывает обледенение некоторых частей (трубки Пито и Вентури), что может привести к отказу приборов в работе. К мерам борьбы с влиянием влажности относятся антикоррозийные покрытия деталей и обогрев частей, подверженных обледенению.

При полете самолета на большую высоту значительно уменьшается плотность воздуха, что приводит к ошибкам показаний некоторых приборов. Для уничтожения этих ошибок применяют различные виды компенсации и к приборам прикладывают таблицы поправок.

При работе мотора все части самолета вибрируют. Под действием вибрации некоторые приборы дают неверные показания, и детали приборов быстро изнашиваются.

Взлет, посадка и рулежка самолета по земле сопровождаются сильными толчками и ударами, которые вызывают износ деталей и могут привести даже к их разрушению.

При выполнении самолетом эволюций могут возникнуть длительные перегрузки, доходящие до 6—8-кратных.

Ускорения вызывают ошибки в показаниях приборов и сокращают срок службы последних.

Ошибки в показаниях приборов от механических воздействий уменьшаются тщательной балансировкой механизмов и амортизацией приборной доски и отдельных приборов. Амортизация приборной доски уменьшает износ деталей, увеличивает срок службы приборов и их надежность в работе.

Требования к приборам. Надежность в работе является основным требованием, предъявляемым к авиационным приборам, так как отказ прибора в работе может привести к аварии самолета.

Под надежностью прибора следует понимать не только безотказность прибора в течение положенного числа часов, но также точность его показаний при любых условиях полета.

Точность работы прибора оговаривается специальными допусками на ошибки при работе его под воздействием различных факторов. От точности приборов зависит степень использования летных качеств самолета и мощности мотора.

Приборы позволяют правильно отрегулировать мотор, в результате чего экономится горючее и удлиняется срок службы мотора.

Точность пилотажно-навигационных приборов повышает четкость в работе экипажа по выполнению боевых заданий и устраняет возможность аварии при слепом полете. Повышение точности приборов достигается тщательностью конструирования, изготовления и проверки прибора.

Удобство эксплоатации прибора. Сюда относится удобство наблюдения и отсчета по шкале прибора, минимум операций с прибором до полета и в полете, минимальный уход за прибором в процессе его эксплоатации и простота его ремонта.

Габариты и вес прибора должны быть минимальными. Снижение габаритов приборов облегчает работу экипажа в кабине самолета. Снижение веса всего приборного оборудования позволяет увеличить вес полезного груза.

Требование к размещению и монтажу приборов на самолете. Установленные на самолете приборы должны полностью обеспечить контроль над работой мотора, возможность пилотирования самолета в любых условиях полета и работу штурмана.

Размещение приборов на самолете должно отвечать хорошей их видимости, удобству наблюдения за ними и не должно стеснять работу экипажа.

Конструкция приборной доски и крепления приборов, приемников и трубопроводов должна обеспечивать возможность легко и быстро заменять приборы в условиях эксплоатации.

3. ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ ОБ УСТРОЙСТВЕ АВИАЦИОННЫХ ПРИБОРОВ

Принципы действия авиационных приборов. В существующих авиационных приборах использованы различные законы механики, аэродинамики, гидравлики, электротехники и магнетизма.

Существуют приборы одного назначения, но работающие на совершенно различной физической основе. Например, имеются тахометры центробежные, тахометры переменного тока, часовые тахометры, фрикционные тахометры и др.

Параллельное существование этих приборов объясняется тем, что каждый из примененных принципов имеет свои преимущества и свои недостатки. На некоторых типах самолетов оказывается выгодным, например, применять электрический бензиномер, на других — механический и т. п.

За последние годы заметен рост числа электрических приборов, вытесняющих на многих самолетах приборы гидравлические и механические. Преимуществами электрических приборов являются их дистанционность, удобство монтажа и питания. К недостаткам электроприборов можно отнести их сравнительно меньшую надежность, а иногда и меньшую точность. Однако надо полагать, что с развитием техники приборостроения электрические приборы найдут преобладающее применение, в особенности для автоматических устройств.

Классификация приборов по принципу действия. По принципу действия существующие авиационные приборы можно разделить на следующие группы.

Манометрические приборы, в основу работы которых положен принцип измерения давления. Сюда относятся манометры, жидкостные термометры, мановакуумметры, указатели скорости, высотомеры, вариометры, гидростатический бензиномер.

Электрические приборы, основанные на измерении одной из электрических величин (напряжение, сила тока, частота). Сюда относятся электрические термометры, электрические тахометры, электрические бензиномеры и др.

Магнитные компасы, использующие свойство магнитной стрелки располагаться по направлению магнитного меридиана.

Механические приборы, работающие на основе различных законов статики, кинематики и динамики. Сюда относятся указатели скольжения, механические бензиномеры, часы, центробежные тахометры и др.

Гироскопические приборы, использующие свойства гироскопа с двумя или тремя степенями свободы. Сюда относятся указатели поворота, авиагоризонты, гирополукомпасы, гиромагнитные компасы.

Оптические приборы, использующие законы оптики. Сюда относятся навигационные визиры, секстанты и октанты.

Приборы, в которых присутствуют элементы, работающие на различной физической основе. Сюда относятся автопилоты, автоштурманы и другие сложные автоматы.

Основные элементы авиационных приборов. Для удобства наблюдения за работой моторов и других агрегатов самолета указатели всех приборов должны быть сосредоточены в кабинах пилота, штурмана и бортмеханика. Однако моторы и части самолета, в которых должно производиться то или иное измерение, обычно удалены от кабины самолета. Расстояние приборной доски от моторов в многомоторных самолетах может равняться 10 *м* и даже более.

Приборы, показания которых передаются на расстояние, называются приборами с дистанционной передачей показаний, или просто *дистанционными приборами*. Дистанционными приборами могут быть не только моторные приборы, но и пилотажно-навигационные. Примером может служить указатель скорости, воспринимающий элемент которого — трубка Пито — находится снаружи самолета, в потоке воздуха.

Для работы контрольно-измерительного прибора всегда необходима некоторая сила. Эта сила приводит в действие механизм прибора, последним звеном которого является указывающая стрелка или сигнальное приспособление (например контрольная лампочка). Некоторые измеряемые величины могут быть использованы непосредственно для получения необходимой движущей силы. Например, при измерении давления масла, бензина или воздуха это давление может быть непосредственно передано на указатель прибора, где оно создает нужную силу, передвигающую стрелку прибора. В других случаях источником движущей силы служит величина, функционально связанная с измеряемой величиной. Например, для измерения температуры головок цилиндров пользуются источником электрического тока, изменяющим свою электродвижущую силу в определенной зависимости от температуры.

Существует целый ряд приборов, работа которых возможна лишь при постоянном притоке энергии от какого-либо источника. Например, гироскопические приборы работают только тогда, когда их ротор приводится в непрерывное вращение с большим числом оборотов. Для поддержания вращения ротора требуется постоянный приток энергии либо в виде потока воздуха, либо в виде электрического тока.

Термометры сопротивления работают лишь при питании их постоянным током, создающим движущую силу в измерительном приборе.

В общем авиационный прибор состоит из следующих элементов: 1) приемника, или датчика; 2) дистанционной связи, или передачи; 3) указателя, или измерителя; 4) источника питания.

Приемник устанавливается в точке измерения данной величины и служит источником движущей силы, приводящей в движение механизм указателя.

Например, трубка Пито указателя скорости устанавливается в потоке воздуха и воспринимает давление этого потока, связанное со скоростью полета определенной зависимостью.

Приемник жидкостного термометра воспринимает давление насыщенных паров низкокипящей жидкости, зависящее от измеряемой температуры.

Конструкция приемника определяется принципом его работы и требованиями монтажа на самолете. Например, размеры и способ крепления приемника термометра определяются конструкцией частей мотора, в которых измеряется температура.

Дистанционная связь служит для сообщения указателя с приемником или непосредственно с точкой, в которой производится измерение.

В зависимости от принципа действия приборов применяются различные виды связи.

Пневматическая или *гидравлическая* связь служит для передачи на расстояние давления воздуха или жидкости. Средством передачи может служить металлический, резиновый или дюритовый трубопроводы. Материал, размеры и конструкция соединений трубопровода зависят от условий его работы. Если по трубопроводу передается высокое давление, то стенки трубопровода должны быть достаточно прочными, а крепления должны обеспечивать нужную герметичность. Если по трубопроводу протекает большое количество воздуха, то сечение трубопровода должно быть достаточно большим, чтобы не было потери давления. При измерении статического давления воздуха или жидкости сечение трубопровода может быть небольшим, но в этом случае большую роль играет герметичность трубопровода и его соединений.

Материал трубопровода зависит от рода жидкости и требований монтажа. Для передачи давления воздуха можно применять трубопровод из любого материала. Обычно используют алюминиевую или дуралюминовую трубку, или же дюритовый шланг.

Давление бензина, масла и наддува передают по медным трубопроводам. Применение дюрита для бензина и масла не допускается, так как резина дюрита растворяется этими жидкостями. Резиновый трубопровод на самолете не применяют, так как он быстро разрушается.

Электрическая связь служит для передачи электрического тока от приемника к указателю.

В качестве электрической связи применяется медный изолированный провод. Сечение провода зависит от силы протекающего по нему тока и выбирается из условий допустимого нагрева, падения напряжения или допустимой потери мощности.

Изоляция электропровода определяется величиной напряжений и потребной влагостойкостью.

При работе электрического прибора его электропровод может явиться источником электромагнитных волн, мешающих радиоприему на самолете. Поэтому все соединительные электропровода на самолете экранируются металлической оболочкой, присоединяемой к массе самолета.

Механическая связь служит для передачи от приемника к указателю перемещения или вращения. Для передачи поступательного перемещения применяют стальной трос в боуденовской оболочке. Для передачи вращения или углового перемещения используют гибкий или карданный валики.

Указатель, или измеритель, служит для воспроизведения нужных показаний. В зависимости от принципа действия указатель может иметь различную конструкцию. В манометрических приборах указатель воспринимает давление и преобразует его в ход стрелки.

В электрических приборах указатели работают на принципе обычных электроизмерительных приборов (гальванометр, логометр).

Отсчет показаний производится по шкале прибора. Большинство измерителей имеет неподвижную шкалу и подвижную стрелку, но у некоторых приборов (например у компасов) шкала прибора подвижная, а стрелка заменена неподвижным индексом.

На шкале обычно надписывается название измеряемой величины. Никаких других надписей на ней не делают, чтобы не рассеивать внимания летчика в полете. Шкалы всех приборов окрашены в черный цвет, а деления покрыты белой краской. Часть делений, цифры и стрелки покрываются светящейся массой для отсчета в темноте.

В настоящее время применяют большей частью шкалы, в которых деления нанесены по окружности, а стрелка вращается вокруг центра шкалы (фиг. 2, *а*). Такие шкалы называются *круглыми*. В некоторых приборах ось вращения стрелки смещена в нижний край шкалы, а деления нанесены по дуге (фиг. 2, *б*). Такие шкалы называются *секторными*. Наконец, бывают *профильные шкалы* (фиг. 2, *в*), в которых стрелка передвигается вертикально или

горизонтально. Круглые шкалы дают наибольшую точность отсчета, так как в них использована для делений вся окружность шкалы.

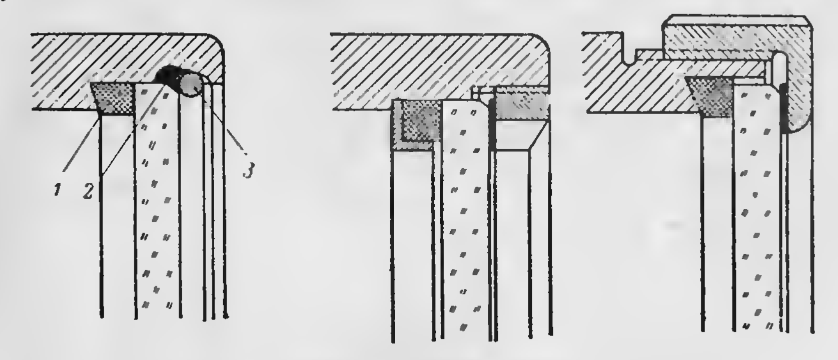
Секторные шкалы чаще применяют в электроизмерительных приборах, где поместить стрелку в центр шкалы без увеличения габаритов прибора нет возможности.



Фиг. 2. Типы шкал.

Профильные шкалы применяют весьма редко. Из-за малой длины шкалы они дают небольшую точность отсчета и иногда усложняют конструкцию приборов.

Механизм каждого указателя помещается в специальный корпус. Корпусы авиационных приборов обычно делают из алюминиевого сплава или из бакелита. Большинство указателей имеет корпус в виде цилиндра, передняя стенка которого заменена стеклом. Через стекло наблюдают показания по стрелке и шкале прибора. Существует два стандарта на диаметры корпусов авиационных



Фиг. 3. Крепление стекла.
1—резиновая прокладка; 2—замазка; 3—пружинящее кольцо.

приборов: 60 и 80 *мм*. Некоторые приборы имеют корпусы специальной формы и размера (гирополукомпас, гиромагнитный компас и др.). Показания этих приборов также наблюдают через круглое стекло, закрывающее шкалу.

Стекло крепится к корпусу при помощи пружинящего кольца или прижимается специальной крышкой, имеющей резьбу (фиг. 3).

В случае крепления стекла пружинящим кольцом герметичность между стеклом и корпусом достигается специальной замазкой. В случае крепления стекла крышкой герметичность достигает-

ся резиновой прокладкой, укладываемой под стекло. Этот способ обеспечивает большую герметичность, так как замазка с течением времени теряет герметичность из-за температурных влияний и высыхания.

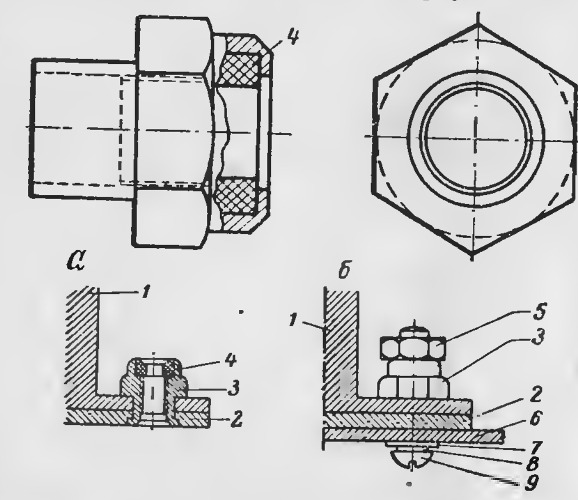
Фиг. 4. Стандартное крепежное кольцо.

1—замок кольца; *2*—кольцо.

Монтажные детали предназначены для крепления всех элементов прибора к самолету и для соединения этих элементов одного с другим.

В настоящее время большинство авиационных приборов крепят к приборной доске при помощи крепежного кольца (фиг. 4). Крепежное кольцо устанавливают на задней стороне приборной доски и крепят к ней при помощи трех винтов. Отверстия для винтов в приборной доске размечают по крепежному кольцу в таком положении, когда оно охватывает корпус прибора соответствующего диаметра.

После установки кольца на приборной доске прибор вставляют в кольцо и затягивают четвертый винт. Этот винт ввернут в клинообразный замок, при подтягивании которого кольцо плотно обжимает прибор. Для отличия от неподвижных винтов с полукруглой головкой затяжной винт имеет цилиндрическую головку. Чтобы снять прибор, достаточно ослабить затяжной винт.

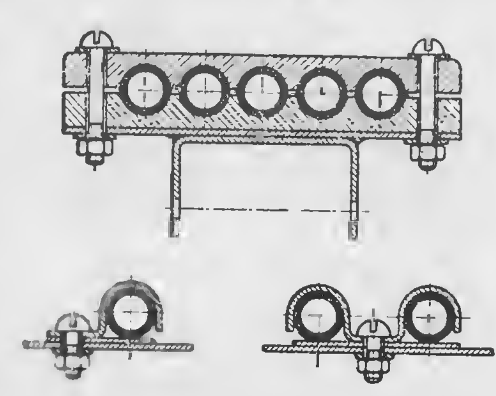


Фиг. 5. Самотормозящая гайка.

1—прибор; *2*—крышка прибора; *3*—самотормозящая гайка; *4*—фибровый вкладыш; *5*—контргайка; *6*—приборная доска; *7*—шайба; *8*—шайба Гровера; *9*—винт.

Имеются два стандарта крепежных колец диаметрами 60 и 80 *мм*. Первый стандарт (60 *мм*) применяют для манометров и электрических бензиномеров (типа Дуглас). Второй стандарт (80 *мм*) применяют для указателей скорости, вариометров, высотомеров, мановакуумметров, трехстрелочных индикаторов, компасов КИ-10, электрических тахометров.

Авиагоризонт, гиромагнитный компас, электрические термометры и тахометры крепят к приборной доске непосредственно винтами. Прибор устанавливают сзади приборной доски. В ушки приборов запрессованы гайки, внутрь которых завальцованы фибровые шайбы (фиг. 5, *а*). Винты при завертывании нарезают фибровую шайбу, последняя плотно обхватывает винт и предохраняет его от самоотвинчивания. Если такой прибор с самотормозящими гайками несколько раз монтируется, то фибровая шайба разрабатывается и теряет свою контрящую способность. В этом случае ставят контргайку и под головку винта — пружинящую шайбу Гровера (фиг. 5, *б*).

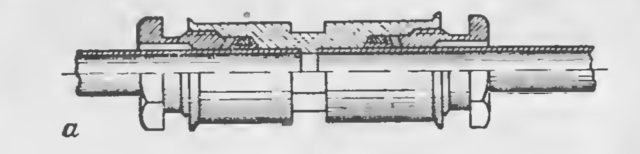


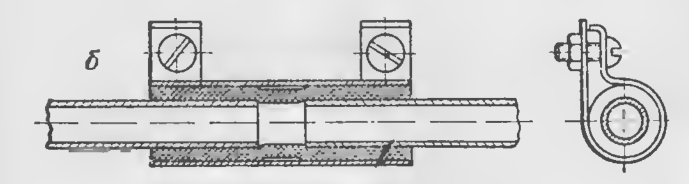
Фиг. 6. Крепление трубопроводов.

Если прибор имеет ушки без запрессованных гаек, то приходится крепить его винтами, затягивая гайки за приборной доской.

Для предохранения от отвинчивания под гайки кладут пружинящую шайбу Гровера.

Таким способом крепят электрические термометры, электрические тахометры и газоанализаторы.





Фиг. 7. Соединение трубопроводов.

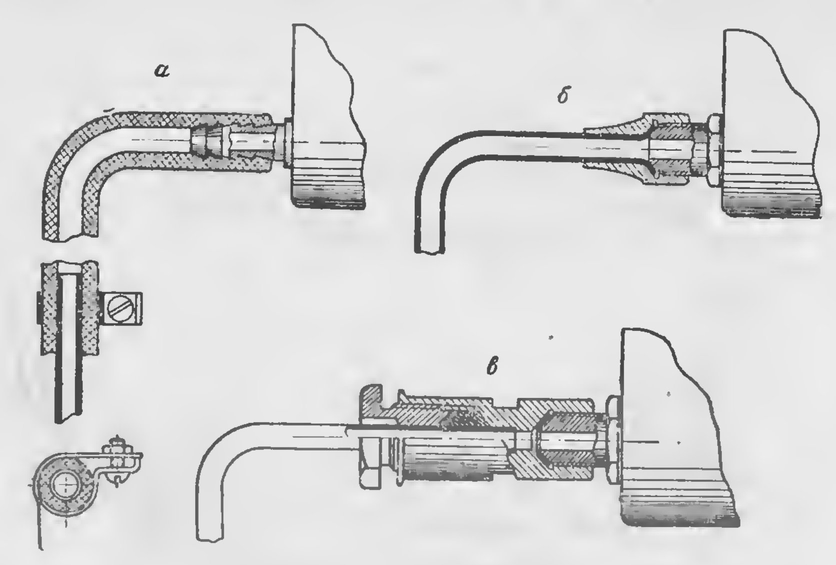
Трубопровод, соединяющий приемник с указателем, крепят к самолету различного рода скобками с резиновыми прокладками. Скобки устанавливают через каждые 400—500 *мм*. На фиг. 6 показаны образцы крепления трубопровода скобками, допускающие легкий демонтаж.

На стыках разъемных частей самолета трубопроводы соединяют или специальными муфтами (фиг. 7, *а*) или при помощи дюритовых трубок с хомутами (фиг. 7, *б*). Первый способ соединения сложнее, но надежнее и применяется при монтаже моторных приборов.

В местах разветвлений трубопровода устанавливают тройники, а иногда и коллекторы (фиг. 8). К тройнику трубопроводы присоединяют дюритовыми трубками или соединениями типа АМ.

Фиг. 8. Разветвление трубопроводов.

Большинство приборов снабжают штуцерами, имеющими ряд кольцевых конусных уступов (фиг. 9, *а*). Трубопровод соединяется с прибором посредством дюритового шланга, обжимаемого хомутами. Такое крепление достаточно просто и удобно для монтажа и не нарушает амортизации приборов и доски. Если прибор снабжен нарезным штуцером (фиг. 9, *б*), то трубопровод предварительно развальцовывают и затем крепят к штуцеру специальной гайкой. Такой способ крепления ухудшает амортизацию приборной доски, и его применяют только при монтаже моторных приборов.



Фиг. 9. Типы штуцеров.

Для улучшения амортизации в этих случаях создают за приборной доской излишек трубопровода в виде двух-трех витков спирали.

Трубопровод к моторным приборам крепят иногда соединением типа АМ, для чего на штуцер прибора наворачивают переходную муфту (фиг. 9, *в*).

4. РАЗМЕЩЕНИЕ ПРИБОРОВ НА САМОЛЕТЕ

Приборные доски. На легких и средних самолетах все пилотажные приборы устанавливают на приборную доску летчика (за исключением компасов К-5 и А-4). На тяжелых самолетах большинство моторных приборов выносят на отдельную доску бортмеханика. На приборной доске летчика остаются лишь тахометры для общей ориентировки летчика в режимах работы моторов.

При размещении приборов на приборной доске летчика стремятся к такому их расположению, которое дало бы возможность летчику одним взглядом увидеть показания, относящиеся к положению самолета и к работе мотора.

Группа пилотажных приборов является наиболее важной, так как показания этих приборов изменяются с изменением положения самолета. Поэтому группу пилотажных приборов помещают наиболее удобно для пользования. Место их установки должно удовлетворять следующим требованиям:

1) пилотажные приборы должны находиться перед глазами пилота под наивыгоднейшим углом зрения;

2) пилотажные приборы не должны ничем загораживаться как при нормальном полете, так и при посадке (ни штурвалом, ни рычагами управления).

Этим требованиям наиболее удовлетворяет верхняя часть приборной доски. Расстояние от головы летчика до приборной доски равно 400—500 *мм*.

Приборы пилотажной группы должны быть так расположены один относительно другого, чтобы приборы, находящиеся на одной горизонтали или на одной вертикали, обеспечивали сумму показаний, необходимых для стабилизации самолета в том или ином направлении или для выполнения правильного виража. С этой целью обычно устанавливают указатель скорости, указатель поворота и вариометр на одной горизонтали (фиг. 10).

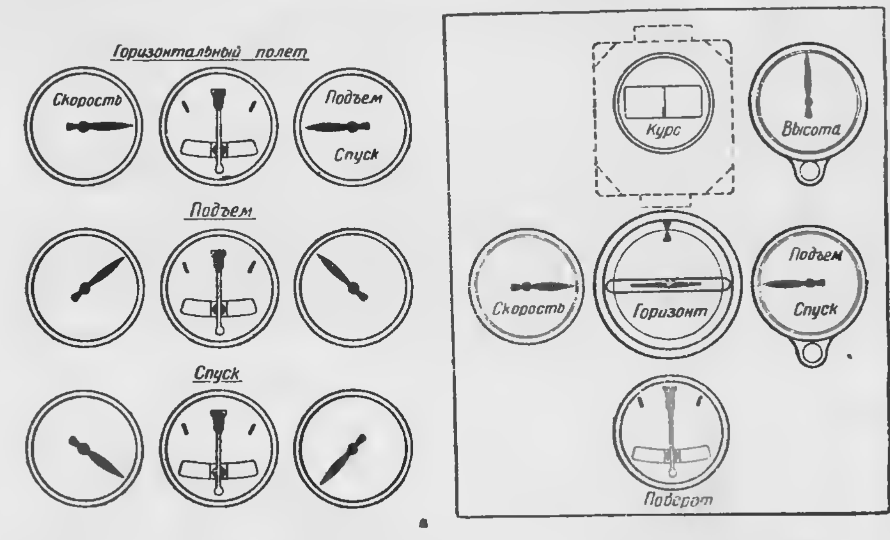
Указатель скорости целесообразно закреплять в таком положении, чтобы горизонтальному положению стрелки соответствовал горизонтальный полет с крейсерской скоростью. Это еще более облегчает наблюдение за приборами, так как отпадает необходимость всматриваться в цифру на шкале прибора. Летчику достаточно общим взглядом оценить горизонтальность положения стрелок вариометра и указателя скорости, чтобы получить представление о положении продольной оси самолета.

Для удобства наблюдения за отклонениями самолета от курса целесообразно помещать гиромагнитный компас на одной вертикали с указателем поворота. Для контроля положения самолета при слепом полете желательно рядом с гиромагнитным компасом

помещать авиагоризонт на одной вертикали с указателем скорости или вариометром.

Иногда помещают между указателем скорости и вариометром не указатель поворота, а авиагоризонт (фиг. 11 и 12). Стрелки этих трех приборов горизонтальны, если самолет летит горизонтально.

Такими же соображениями о взаимном положении приборов пользуются при размещении моторной группы приборов. При на-



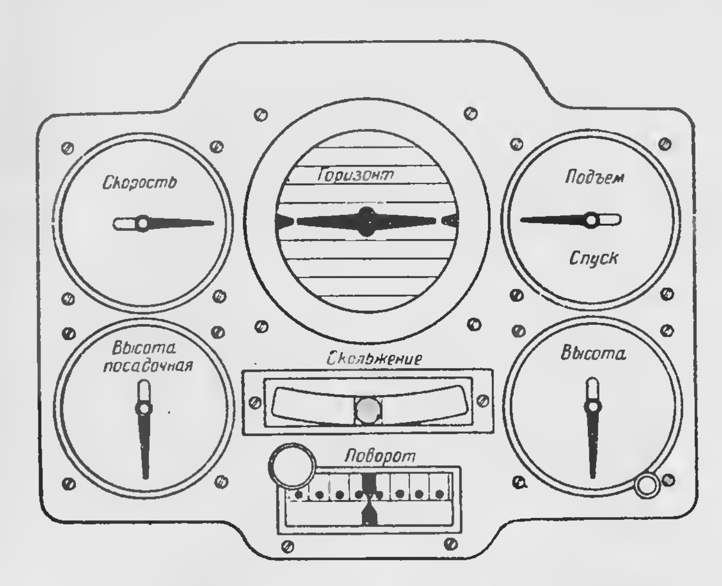
Фиг. 10. Расположение указателя скорости, указателя поворота и вариометра на приборной доске пилота.

Фиг. 11. Вариант расположения пилотажных приборов.

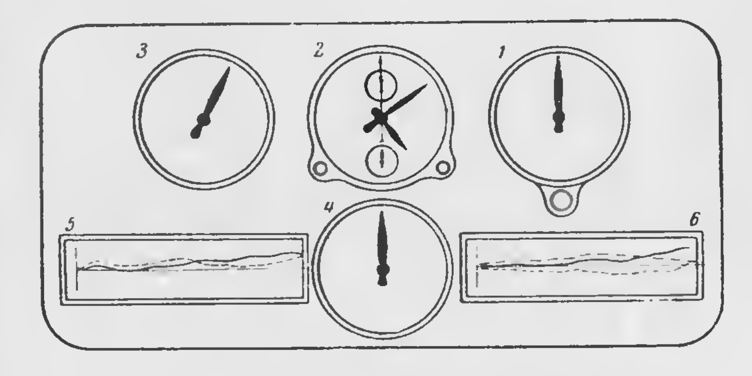
личии нескольких моторов приборы, выполняющие одинаковые функции, помещают рядом, на одной горизонтали: например, все тахометры — в одном ряду, манометры — в другом и т. п. При размещении моторной группы приборов встречается гораздо больше вариатов, чем при размещении группы пилотажных приборов, так как положение моторных приборов на доске летчика часто определяется конфигурацией приборной доски, наличием вспомогательных агрегатов на приборной доске и т. п.

На приборной доске штурмана обычно помещают высотомер, указатель скорости, часы и термометр наружного воздуха. Обычно доска штурмана помещается сбоку кабины штурмана и имеет вид, изображенный на фиг. 13.

Амортизация приборной доски. Опыт эксплоатации приборов показал, что без надлежащей амортизации приборной доски работа приборов значительно ухудшается и сроки службы их сокращаются.



Фиг. 12. Приборная доска пилота фирмы Аэро-Алькан.



Фиг. 13. Приборная доска штурмана.

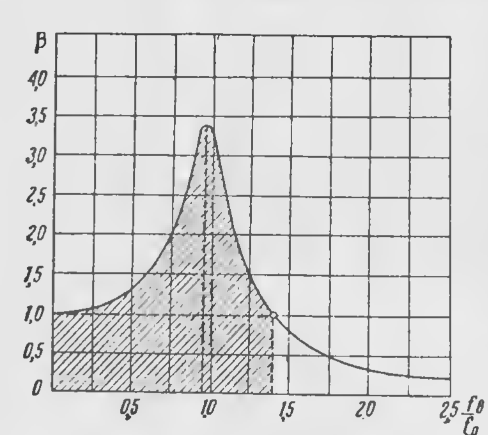
1—высотомер; 2—часы; 3—указатель скорости; 4—термометр; 5 и 6—графики поправок.

Вибрация приборной доски сильнее всего отражается на работе гироскопических приборов. Частота вибрации самолета может изменяться в весьма широких пределах.

Цель амортизации приборной доски — снизить амплитуду вибрации приборов.

Изучение амортизации показывает, что не всякий тип амортизации приводит к желаемым результатам. Неверная конструкция амортизации в большинстве случаев приводит не к уменьшению амплитуды вибрации, а к ее увеличению, что лишь способствует быстрому износу приборов.

Представление о причинах этого явления можно получить, если обратиться к так называемой резонансной кривой (фиг. 14).



Фиг. 14. Резонансная кривая.

По горизонтальной оси отложено отношение частоты внешних колебаний $f_в$ к частоте собственных колебаний[1] приборной доски f_0. По вертикальной оси отложен коэфициент увеличения амплитуды β.

Коэфициентом увеличения амплитуды называется отношение амплитуды колебаний амортизированной доски к амплитуде неамортизированных частей, на которых подвешена доска.

Целью амортизации является уменьшение этого коэфициента примерно до 0,1—0,2.

Точка $\frac{f_в}{f_0} = 0$ соответствует жесткому закреплению приборной доски. При этом $\beta = 1$, т. е. амплитуда колебаний приборной доски в точности равна амплитуде внешних колебаний.

Точка $\frac{f_в}{f_0} = 1$ соответствует равенству частот собственных и внешних колебаний. При этом $\beta \approx \max$, т. е. приборная доска вибрирует с амплитудой, во много раз превышающей амплитуду внешних колебаний. Это явление называется *резонансом*.

Кривая показывает, что в любой точке внутри заштрихованной области амплитуда колебаний доски больше амплитуды неамортизированных частей.

Отсюда следует, что уменьшения амплитуды вибрации можно достигнуть только при определенной собственной частоте колебаний приборной доски, т. е. при такой частоте, когда колебания будут происходить правее заштрихованной зоны на резонансной кривой.

Предел этой зоны практически соответствует $\frac{f_в}{f_0} = 1{,}5 \div 2$.

Поэтому частота собственных колебаний должна быть меньше в 1,5÷2 раза, чем наименьшая возможная частота внешних колебаний, чтобы не было резонанса при работе мотора на малом газе.

Приняв $(f_в)_{\min} = 600$ периодов в минуту, получаем $f_0 = 300 \div 400$ периодов в минуту, или $5 \div 6{,}6$ периодов в секунду.

---

[1] Собственными колебаниями называются такие колебания, которые совершает приборная доска, будучи выведена из положения равновесия при отсутствии вибрации самолета.

Собственную частоту колебаний приборной доски наиболее удобно определять по статическому прогибу, т. е. по величине провеса приборной доски (при полной ее нагрузке) относительно того положения, которое занимала бы приборная доска на тех же амортизаторах, если нагрузка равнялась бы нулю.

Статический прогиб связан с частотой собственных колебаний следующим соотношением:

$$\delta_{ст} = \frac{g}{4\pi^2 f_0^2} \approx \frac{25}{f_0^2},$$

где $\delta_{ст}$ — статический прогиб;

g — ускорение силы тяжести ($g = 981$ *см/сек²*);

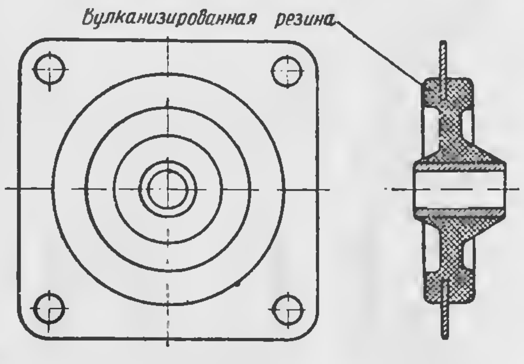
f_0 — частота собственных колебаний.

Подставляя $f_0 = 5 \div 6{,}6$ периодов в секунду, получаем $\delta_{ст} = 0{,}57 \div 1$ *см*. Таким образом уменьшение амплитуды вибрации дает только такая амортизация, при которой статический прогиб нагруженной приборной доски будет не менее 5,7—6 *мм*.

Это условие является основным для любого типа амортизации, будь то амортизация всей доски или отдельного прибора.

Отсюда вытекает также и то, что подводку к приборам надо выполнять в виде гибких трубок (например дюритовых) длиной 200—300 *мм*. В случае же монтажа моторных приборов медные трубки должны иметь за приборной доской виток спирали, чтобы обеспечить малую частоту собственных колебаний доски.

Одним из распространенных типов амортизации является подвеска доски на резиновых амортизаторах типа *«Лорд»* (фиг. 15).



Фиг. 15. Амортизатор типа „Лорд".

При низких температурах амортизаторы этого типа снижают свои амортизационные качества, так как упругость резины с понижением температуры падает. В настоящее время разработан способ амортизации на спиральных пружинах, свободный от этого недостатка.

Иногда амортизируют не всю приборную доску, а лишь часть ее, на которой расположены пилотажные приборы, наиболее подверженные действию вибрации.

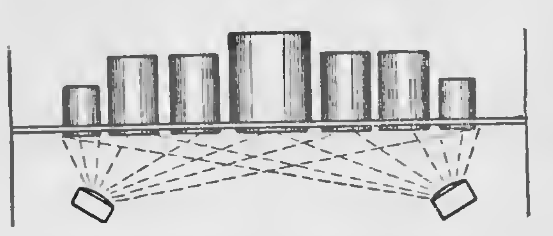
Освещение приборов. К основным требованиям освещения приборных досок относятся равномерность освещения и возможность регулировать силу света. Кроме того, освещение не должно давать бликов, ослепляющих пилота при ночных полетах.

Существует ряд способов освещать приборную доску. Однако каждый из этих способов имеет свои недостатки и не вполне соответствует основным требованиям.

Освещение кабинными лампочками (фиг. 16). Лампочки устанавливают либо на приборной доске, либо на борту фюзеляжа и снабжают арматурой, дающей направленный свет, а

также реостатом для регулирования силы света. Этот способ не дает равномерного освещения всей доски и неудобен из-за значительных габаритов арматуры.

Освещение отраженным светом (фиг. 17). В ряде точек приборной доски устанавливают маленькие лампочки, а на некотором расстоянии от приборной доски устанавливают так называемую *фальшпанель* (ложная панель), имеющую над каждым прибором отбортованное отверстие по диаметру шкалы приборов. Внутреннюю сторону фальшпанели покрывают белой эмалевой краской для улучшения отражения света.

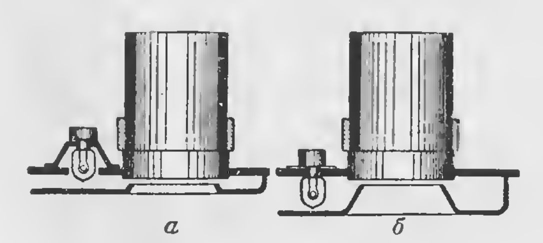


Фиг. 16. Освещение приборов кабинными лампочками.

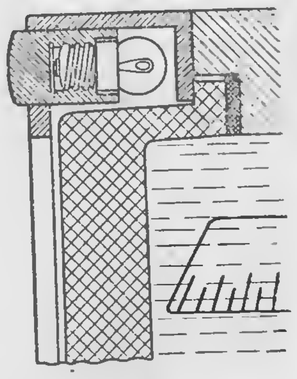
Этот способ дает равномерную освещенность приборов и красивый внешний вид, так как закрываются все выступающие части приборной доски.

Некоторым недостатком этого способа является углубление шкал приборов относительно поверхности фальшпанели на высоту лампочки (фиг. 17, *б*). Однако зазор между фальшпанелью и приборной доской можно уменьшить, применив углубленный патрон (фиг. 17, *а*).

Индивидуальное освещение приборов. В настоящее время цифры на шкалах и стрелки приборов покрывают светящейся массой. Но без дополнительного освещения светящаяся масса все же не обеспечивает достаточной видимости шкал.



Фиг. 17. Освещение приборов отраженным светом.



Фиг. 18. Индивидуальное освещение компаса КИ-10.

Некоторые заграничные фирмы выпускают приборы с маленькой лампочкой, помещенной в центре или у края стекла каждого прибора (фиг. 18).

Применяется освещение отраженным светом при помощи специальной стеклянной палочки, смонтированной по окружности шкалы. Свет от лампочки падает на торец палочки и, распространяясь внутри нее, равномерно освещает шкалу прибора.

Освещение невидимыми лучами. Фирма Лабинал нашла способ подсвечивать светящиеся шкалы ультрафиолетовыми лучами.

В устройствах, разработанных этой фирмой, ртутная лампа заключена в колпак с фильтром, пропускающим только невидимые ультрафиолетовые лучи.

Этот способ освещения обеспечивает хорошую видимость шкал и не дает никаких бликов, ослепляющих пилота, причем самолет остается в темноте.

ГЛАВА ВТОРАЯ

МАНОМЕТРИЧЕСКИЕ ПРИБОРЫ

5. ЭЛЕМЕНТЫ МАНОМЕТРИЧЕСКИХ ПРИБОРОВ

Об измерении давления. Давлением газа (жидкости) называется сила, с которой газ (жидкость) давит на 1 *см*² поверхности. Сила давления направлена перпендикулярно к поверхности, на которую она действует.

За единицу давления в технике принята *техническая атмосфера* (1 *ат*), равная 1 *кг/см*².

Для измерения давления служат приборы, называемые *манометрами*. Простейшим манометром является стеклянная U-образная трубка, наполненная жидкостью. Если соединить один конец такой трубки с баллоном, в котором находится газ под некоторым давлением, а другой конец оставить открытым, то жидкость в трубке будет перемещаться до тех пор, пока сила ее противодействия не уравновесит давление газа в баллоне (фиг. 19).

Сила противодействия жидкости складывается из веса столба жидкости с высотой, равной h, и из давления воздуха на открытый конец трубки.

Для положения равновесия можно написать:

$$p = p_0 + \Delta p,$$

где p — абсолютное давление газа в баллоне;
p_0 — давление воздуха;
Δp — давление столба жидкости высотой h.

Давление столба жидкости равно его весу, отнесенному к площади его сечения:

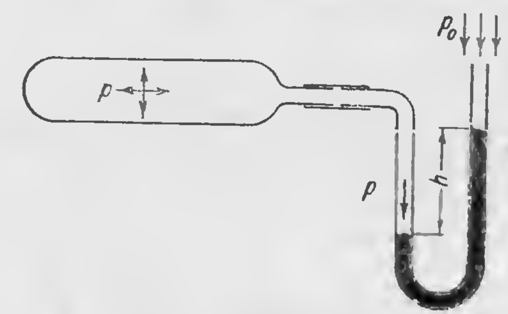
$$\Delta p = \frac{h \cdot s \cdot \gamma}{s} = h\gamma \ \text{кг/см}^2,$$

где h — разность уровней жидкости, *см*;
s — сечение столба жидкости, *см*²;
γ — удельный вес жидкости, *кг/см*³.

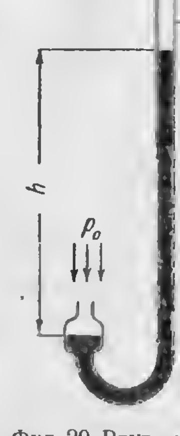
Измеряя разность уровней жидкости в U-образной трубке, можно по данной формуле подсчитать величину Δp. Таким образом U-образный манометр измеряет не абсолютное давление газа в баллоне, а разность между абсолютным давлением газа и давлением окружающего воздуха. Такой манометр называется *диференциальным*, а измеряемое им давление — *относительным давлением*.

Диференциальные U-образные манометры широко применяют в лабораторной практике. В качестве заполняющей жидкости служат ртуть, вода и спирт. Соответственно этому манометр называется ртутным, водяным или спиртовым.

Чтобы можно было измерить U-образной трубкой абсолютное давление газа, давление воздуха на свободный конец трубки должно равняться



Фиг. 19. U-образный манометр.



Фиг. 20. Ртутный барометр.

нулю. Для этой цели один конец стеклянной трубки запаивают и удаляют из него воздух (фиг. 20).

Такой прибор называется *барометром*. Им можно измерять *абсолютное давление* газа, в том числе и атмосферное давление.

Если барометр сообщается с атмосферой, то разность уровней жидкости будет равна

$$h = \frac{p_0}{\gamma},$$

где p_0 — давление воздуха;

γ — удельный вес жидкости.

В лабораторной практике применяют исключительно ртутные барометры.

Атмосферное давление является величиной непостоянной и зависит от широты места, температуры воздуха и высоты над уровнем моря.

Давление воздуха на широте 45° при ускорении силы тяжести, равном 980,665 *см/сек*², и при температуре 0° принято за нормальное. При нормальном атмосферном давлении высота столба ртути у барометра равна 760 *мм*. Это давление применяется в качестве единицы измерения наряду с технической атмосферой и называется *физической атмосферой*.

Одна физическая атмосфера равна 1,03326 *ат*, или 1,03326 *кг/см*².

Абсолютное и относительное давление часто выражают не в технических или физических атмосферах, а в миллиметрах ртутного столба или в миллиметрах водяного столба. Это значит, что измеряемое давление соответствует показанию ртутного или водяного манометра при температуре 15°.

Одна техническая атмосфера равна 735,5 *мм* рт. ст.

Давление в 1 *мм* рт. ст. равно 13,6 *мм* вод. ст.

Для измерения давлений на самолете U-образные манометры неприменимы по следующим причинам:

1. Габариты U-образной трубки велики. Например, при давлении 1 *ат* разность уровней жидкости равна:

у ртутного манометра	735,5 *мм*
у водяного манометра	10 *м*
у спиртового манометра ($\gamma = 0{,}825$ *г/см*³) . .	12,1 *м*

2. Самолет летает при диапазоне температур окружающего воздуха от —60 до +50°.

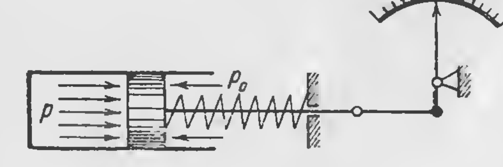
Ртуть же переходит в твердое состояние при —39°, а вода при 0°.

3. При наклонах и ускорениях самолета жидкость в трубке перемещается и показывает фиктивное давление.

Для измерения давлений на самолете применяют металлические манометры и металлические барометры (анероиды).

В этих приборах величина измеряемого давления указывается не столбом жидкости, а перемещением стрелки по шкале.

Упругий элемент. Для того чтобы измеряемое давление превратить в перемещение стрелки, в металлических манометрах и барометрах применяется так называемый *упругий элемент*. Для пояснения роли упругого элемента изобразим его схематически в виде поршня и пружины (фиг. 21). Поршень закрывает камеру, относительное давление в которой измеряется. Под действием силы давления поршень перемещается пропорционально относительному давлению внутри камеры, т. е. разности давлений, действующих на поршень справа и слева.



Фиг. 21. Схема упругого элемента.

Действительно, если давление внутри камеры равно p, а давление воздуха снаружи равно p_0, то на каждый квадратный сантиметр площади поршня действует сила $\Delta p = p - p_0$. На весь поршень действует сила, равная

$$F = \Delta p \cdot S = (p - p_0) S,$$

где S — площадь поршня, *см*².

Сила пружины, противодействующая силе давления, пропорциональна прогибу пружины, т. е. перемещению поршня:

$$F_{пр} = C\delta,$$

где $F_{пр}$ — сила пружины, *кг*;

C — жесткость пружины, *кг мм* (сила на 1 *мм* хода);

δ — прогиб пружины, *мм*.

Равновесие наступает, когда давление на поршень уравновешивается силой пружины:

$$F = F_{пр},$$

или

$$(p - p_0) S = C\delta,$$

откуда

$$\delta = \frac{S}{C}(p - p_0).$$

Из этой формулы можно сделать следующие выводы: 1) перемещение упругого элемента, состоящего из поршня и пружины, пропорционально измеряемой разности давлений; 2) это перемещение увеличивается с увеличением площади поршня и уменьшается с увеличением жесткости пружины.

Однако упругий элемент подобной схемы имеет следующие недостатки: 1) нет возможности получить абсолютную герметичность между поршнем и цилиндром; 2) наличие сил трения между поршнем и цилиндром вносит ошибки в измерения.

Фиг. 22. Гофрированная мембрана.

В авиационных приборах нашли применение следующие типы упругих элементов: 1) коробка Види, 2) анероидная коробка, 3) трубка Бурдона.

Предварительно рассмотрим устройство мембраны, являющейся составной частью коробки Види.

М е м б р а н а, или д и а ф р а г м а В и д и, представляет собой круглую упругую пластинку, герметически закрывающую камеру, в которой измеряется давление (фиг. 22).

Если к центру такой пластинки приложить сосредоточенную силу, то пластинка вследствие своей упругости прогнется. Перемещение центра пластинки будет находиться в определенной зависимости от величины силы.

Если сила не превышает определенной величины, то после прекращения действия силы центр пластинки вернется в первоначальное положение.

Чем больше площадь пластинки и чем она тоньше, тем больше ее прогиб под действием силы. Допустимая нагрузка на пластинку при этом уменьшается.

Для увеличения прогиба мембраны без уменьшения допустимой нагрузки поверхность ее выполняется гофрированной — в виде концентрических волн.

Если в камере имеется избыток давления, то на каждый квадратный сантиметр мембраны действует сила, равная

$$\Delta p = p - p_0.$$

Сила давления в камере в отличие от сосредоточенной силы распределена по всей поверхности мембраны.

Для определения равнодействующей сил давления, приложенной в центре мембраны, вводится понятие *эффективной площади* мембраны.

Эффективной площадью мембраны называется площадь такого поршня, который под действием разности давлений Δp развивает ту же силу, что и мембрана, на своем центре.

Если площадь мембраны равна S, то ее эффективная площадь равна

$$S_0 = k \cdot S,$$

где k — коэфициент эффективности (в авиационных приборах k равен около $1/3$).

Таким образом эквивалентная сила, действующая в центре мембраны, равна

$$F = \Delta p \cdot S_0 = (p - p_0) S_0 = k (p - p_0) S.$$

Эта сила и вызывает прогиб центра мембраны до тех пор, пока ее не уравновесит сила упругости мембраны.

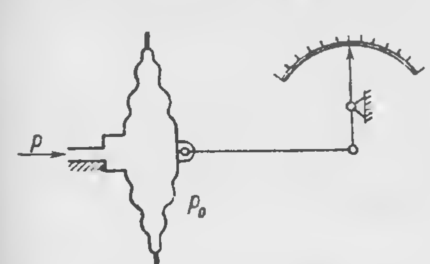
Кроме силы давления и упругости мембраны в механизме прибора действует еще сила трения при передвижениях стрелки.

Сила трения всегда направлена навстречу движению. Она тормозит передвижение стрелки и вызывает отставание показаний прибора от действительных колебаний давления.

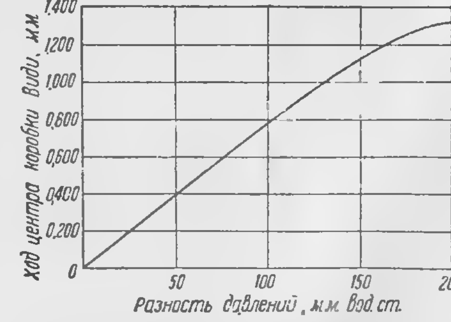
При постукивании стрелка доходит до правильного показания. Это явление называется *застоем.*

Уменьшение трения в механизме повышает точность измерения.

К о р о б к а В и д и представляет собой полую цилиндрическую коробку, спаянную из двух гофрированных мембран (фиг. 23).



Фиг. 23. Коробка Види.



Фиг. 24. График хода коробки Види.

Центр одной мембраны неподвижен и скреплен со штуцером, соединенным с областью, давление в которой измеряется.

Центр другой мембраны связан с механизмом, двигающим стрелку. При наличии разности давлений внутри и снаружи коробки Види обе мембраны прогибаются в разные стороны, и центры их расходятся или сходятся.

Так как один центр закреплен неподвижно, то перемещение другого центра равно сумме прогибов обеих мембран.

На фиг. 24 приведен график хода одной из коробок Види в зависимости от разности давлений.

Приборы с коробкой Види являются *диференциальными манометрами*, так как они измеряют не абсолютное давление, а относительное. К числу приборов с коробкой Види относятся указатели скорости, вариометры и гидростатические бензиномеры.

В некоторых приборах для увеличения хода центра коробки увеличивают число спаянных мебран. Двойная коробка, составленная из четырех мембран, изображена на фиг. 25, *а*. Такую коробку применяют в двухстрелочном указателе скорости.

Дальнейшее увеличение числа мембран приводит к образованию батареи коробок. Однако в настоящее время такие коробки не применяются.

Разновидностью батареи коробок является *сильфон* (фиг. 25, *б*). Сильфон представляет собой круглую металлическую «гармошку», изготовленную из одной трубки. Применяют сильфон в манометрах масла, а также в различных автоматических регуляторах давления, в том числе в регуляторе давления наддува.

А н е р о и д н а я   к о р о б к а представляет собой герметически запаянную коробку Види, из которой откачан воздух[1] (фиг. 26).

При помощи анероидной коробки можно измерять абсолютное давление воздуха или газа, окружающего коробку. Для этой цели коробку помещают внутрь камеры, давление в которой требуется измерить. Под влиянием этого давления анероидная коробка прогибается, пока упругость мембран не уравновесит внешнего давления. Центр одной мембраны закреплен неподвижно, центр другой соединен с механизмом, передвигающим стрелку.

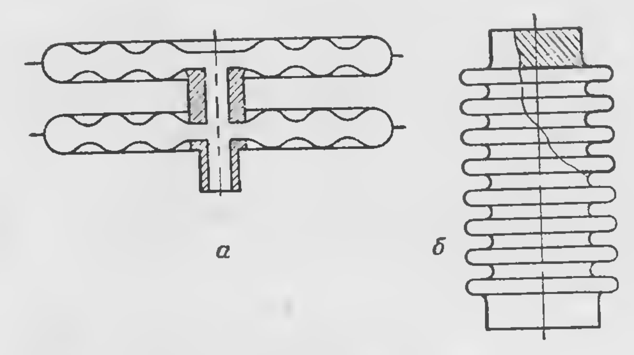
Так же, как и коробка Види, анероидная коробка может быть изготовлена двойной или в виде батареи. При этом полости отдельных коробок могут либо сообщаться одна с другой, либо быть изолированными. Приборы с анероидной коробкой являются барометрами.

Анероидные коробки применяют в высотомерах и в мановакуумметрах. В двухстрелочном высотомере применяют двойную анероидную коробку.

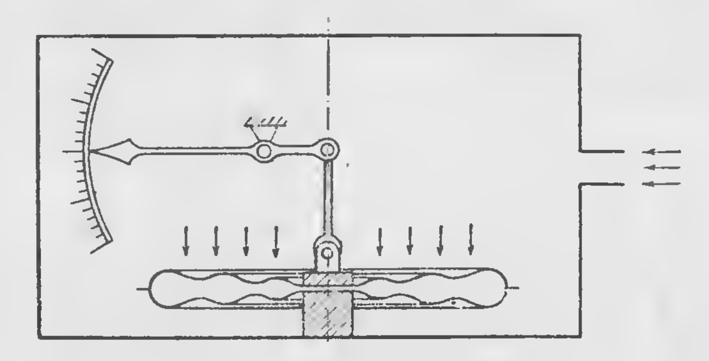
На фиг. 27 приведен график хода центра анероидной коробки в зависимости от окружающего давления.

---

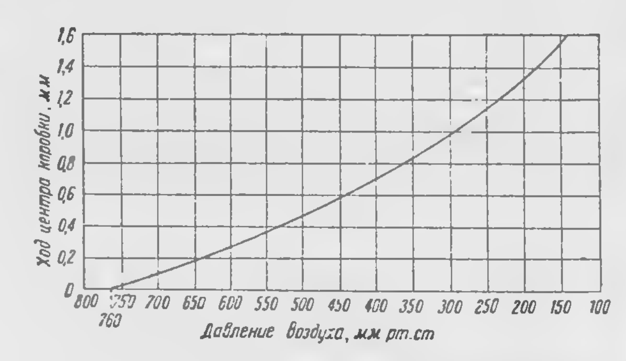
[1] Давление воздуха внутри анероидной коробки близко к нулю. Практически удается откачать коробку до 0,15—0,2 *мм* рт. ст.



Фиг. 25. Различные модификации коробки Види.
а—двойная коробка Види; *б*—сильфон.

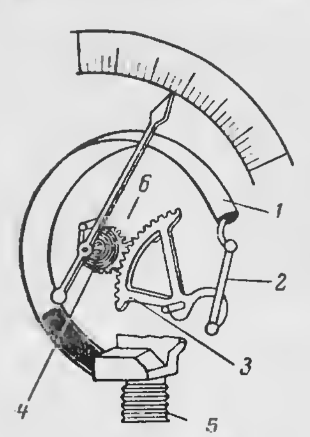


Фиг. 26. Анероидная коробка.



Фиг. 27. График хода анероидной коробки.

Трубка Бурдона представляет собой изогнутую металлическую трубку эллиптического сечения (фиг. 28). Один конец трубки укреплен неподвижно и соединен с областью, давление в которой измеряется. Свободный конец трубки запаян и соединен с механизмом, передвигающим стрелку. При наличии избыточного давления внутри трубки возникают силы, разгибающие трубку до тех пор, пока эти силы не уравновесятся силами упругости трубки. При этом свободный конец трубки перемещается и передвигает стрелку. По прекращении действия давления внутри трубки силы упругости возвращают трубку в первоначальное положение.



Фиг. 28. Механизм прибора с трубкой Бурдона.

1—трубка Бурдона; *2*—тяга; *3*—сектор; *4*—волосок; *5*—штуцер; *6*—трибка.

Угловое перемещение свободного конца трубки относительно центра изгиба трубки пропорционально разности давлений внутри и снаружи трубки:

$$\varphi = C(p - p_0),$$

где φ — угловое перемещение свободного конца трубки в градусах;

p — давление внутри трубки, *кг/см²*;

p_0 — давление снаружи трубки, *кг/см²*;

C — коэфициент, зависящий от размеров, формы сечения и материала трубки[1].

Приборы с трубкой Бурдона являются диференциальными манометрами. Трубку Бурдона применяют в качестве упругого элемента в манометрах бензина и масла и в жидкостных термометрах.

Передаточный механизм. Основное назначение передаточного механизма заключается в том, чтобы увеличить небольшие перемещения упругого элемента в достаточно заметные перемещения указывающей стрелки.

Необходимость такого увеличения перемещений вызывается тем, что упругий элемент, будь то коробка Види, анероидная коробка, или трубка Бурдона, имеет незначительные перемещения даже при максимальном изменении измеряемой величины. Отсчитать такие показания прибора в полете без их увеличения невозможно.

---

[1] Для трубки с сильно вытянутым сечением

$$C = \frac{1{,}16 \cdot R_0^2}{E \cdot t \cdot b} \Psi,$$

где R_0 — начальный радиус изгиба трубки, *см*;

E — модуль упругости материала трубки, *кг/см²*;

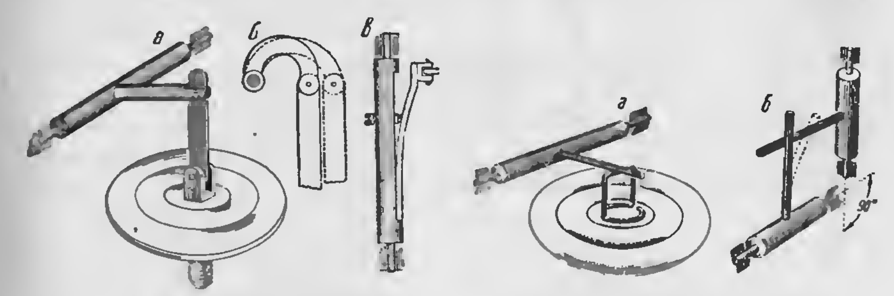
t — толщина стенок трубки, *см*;

b — половина длины эллиптического сечения трубки, *см*;

Ψ — угловая длина трубки.

Перемещение упругого элемента является движением поступательным, стрелка же во всех приборах имеет вращательное движение вокруг своей оси. Поэтому передаточный механизм так устроен, что он преобразует поступательное движение во вращательное. Наконец, передаточный механизм имеет еще одно назначение — допускает регулирование показаний прибора, благодаря чему в приборах можно применять стандартные шкалы с заранее нанесенными делениями.

В зависимости от типа упругого элемента и от конструкции прибора передаточный механизм может состоять из различного числа отдельных передач, соединенных последовательно одна с другой. Например, из всех упругих элементов трубка Бурдона



Фиг. 29. Шарнирная передача. Фиг. 30. Поводковая передача.

дает наибольшее перемещение. Поэтому в приборах с трубкой Бурдона оказывается достаточным иметь передаточный механизм, состоящий из двух ступеней. Коробка Види имеет меньшее перемещение, поэтому в приборах, оснащенных такой коробкой, применяют от двух до трех ступеней, а если прибор двухстрелочный — то четыре и даже пять ступеней. Наиболее распространены в приборах следующие типы передач: 1) шарнирная передача, 2) поводковая передача, 3) зубчатая передача, 4) цепная передача.

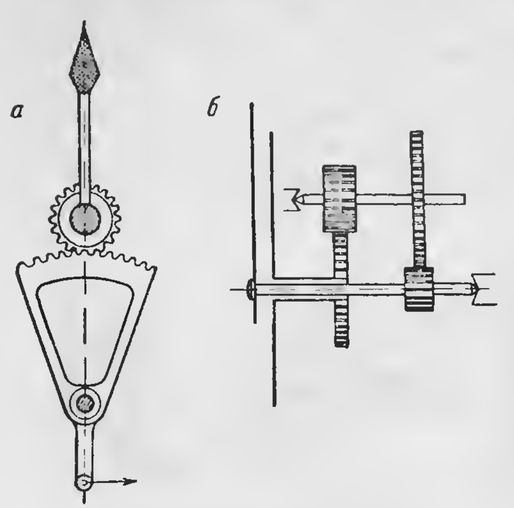
Передаточный механизм состоит из той или другой комбинации этих передач.

Шарнирная передача (фиг. 29, *а*). Центр коробки Види передвигает шарнирно связанную с ним тягу. Тяга другим концом поворачивает кривошип с валиком. Шарнирную передачу применяют, главным образом, в первой ступени механизма для преобразования поступательного движения упругого элемента во вращательное.

Передаточное число регулируют, изменяя длину плеча кривошипа. Конструктивно это достигается выполнением кривошипа в виде серьги, которую можно изгибать (фиг. 29, *б*), в виде упругой пластинки с нажимным винтом (фиг. 29, *в*) или другим способом.

Поводковую передачу применяют либо в первой ступени механизма для преобразования поступательного движения во вращательное (фиг. 30, *а*), либо в промежуточной ступени для передачи вращения из одной плоскости в другую (фиг. 30, *б*).

В первом случае к коробке Види припаяно ушко, поворачивающее валик посредством поводка, скрепленного с валиком. Постоянное соприкосновение поводка с ушком обеспечивается специальной спиральной пружиной («волоском»).

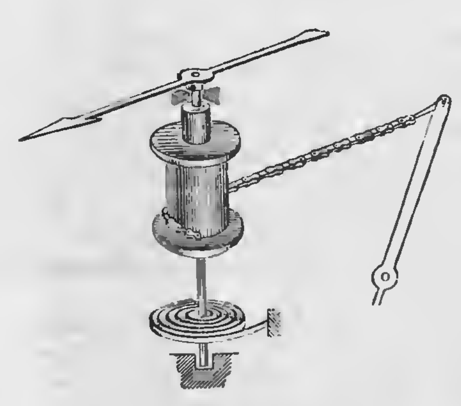


Фиг. 31. Зубчатая передача.
а—сектор с трибкой; *б*—перебор.

Во втором случае два взаимно перпендикулярных валика имеют соприкасающиеся поводки. Поворот одного валика вызывает поворот другого. Передаточное число можно регулировать изгибанием одного из поводков. Постоянное соприкосновение поводков здесь также обеспечивается волоском.

Зубчатую передачу применяют, главным образом, в качестве последней ступени передаточного механизма манометрических приборов. Ведомое колесо с небольшим числом зубьев называется трибкой и помещается на выходной оси механизма, связанной со стрелкой (фиг. 31, *а*). Ведущее колесо имеет большое число зубьев и называется сектором, так как оно делается неполной окружности для уменьшения габаритов и веса.

В двухстрелочных приборах сектор и трибку используют как промежуточную передачу, а выход на две стрелки осуществляют при помощи перебора, составленного из четырех шестерен с полным числом зубьев (фиг. 31, *б*).



Фиг. 32. Цепная передача.

Цепную передачу применяют в качестве последней ступени передаточного механизма некоторых приборов (фиг. 32).

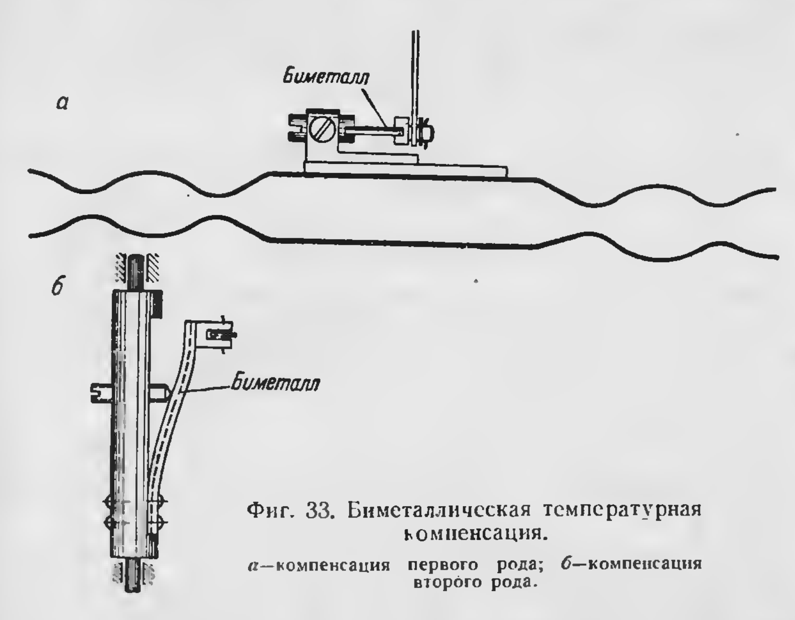
Конец промежуточного рычага при своем перемещении тянет цепочку Галля (шаг звена от 0,5 до 2 *мм*). Другой конец цепочки намотан на блок, помещенный на выходной оси механизма. Постоянный натяг цепочки обеспечивается волоском.

Волосок. В поводковой и цепной передачах волосок является необходимым звеном этих передач. Но он служит также для выбирания люфтов в механизме остальных видов передач.

Люфты имеются в любой передаче — шарнирной, зубчатой и цепной. Чтобы показания стрелки прибора были определенными, все детали передаточного механизма должны соприкасаться все время одной стороной.

Волосок применяют во всех манометрических приборах; обычно его помещают на последней оси механизма, связанной со стрелкой. В двухстрелочных приборах волосок укреплен на промежуточной оси трибки.

Волосок представляет собой тонкую спиральную пружину с большим числом витков (см. фиг. 32). Внутренний конец этой



Фиг. 33. Биметаллическая температурная компенсация.
а—компенсация первого рода; *б*—компенсация второго рода.

пружины скрепляют с осью, а внешний закручивают на один-два оборота и неподвижно закрепляют. В любом положении механизма волосок создает момент, направленный в одну сторону, благодаря чему выбираются все люфты в передачах.

Биметаллическая температурная компенсация. Манометрические приборы регулируют при комнатной температуре. Полет самолета может производиться при температуре воздуха от —60 до +50°. При высокой температуре упругость мембран уменьшается, а при низкой — увеличивается. В результате этого при изменениях температуры возникают ошибки в показаниях прибора.

Для компенсации температурных ошибок в некоторых приборах применяют биметаллические пластинки. Эти пластинки состоят из двух сваренных полосок металлов с разными температурными коэфициентами расширения. При увеличении температуры одна полоска расширяется больше другой и пластинка выгибается в одну сторону, при уменьшении температуры — в другую

сторону. Биметаллические пластинки изготовляют из следующих металлов: сталь — латунь, сталь — инвар, инвар — томпак.

Известны температурные компенсации двух родов.

Компенсация первого рода исправляет смещение стрелки от нулевой линии. Для этой цели биметаллическая пластинка включается между центром анероидной коробки и тягой механизма (фиг. 33, *а*). При регулировании действия компенсатора на показания прибора поворачивают пластинку вокруг ее оси.

Компенсация второго рода исправляет ошибки прибора в остальной части шкалы. Для этой компенсации нужно вводить поправки в механизм на величину, пропорциональную ходу коробки от нулевой точки шкалы. Температурная компенсация второго рода выполняется в виде биметаллической пластинки, изменяющей плечо кривошипной передачи при изменении температуры (фиг. 33, *б*).

Регулируют действие такой компенсации, подбирая толщину и длину биметаллической пластинки.

6. МАНОМЕТР БЕНЗИНА

Назначение. Для нормальной работы авиационного двигателя должен быть обеспечен постоянный приток горючего из бензиновых баков в карбюратор. На современных самолетах для этой цели применяют бензиновую помпу, перекачивающую горючее из баков в карбюратор под давлением.

Бесперебойность притекания горючего к карбюратору зависит от разности давлений в бензопроводе и в поплавковой камере карбюратора. Величину этой разности давлений измеряет манометр бензина.

Таким образом манометр бензина контролирует бесперебойность поступления горючего в карбюратор и предупреждает летчика о неисправностях в системе питания двигателя (засорение бензопровода, неисправность помпы и т. п.).

Нормальная величина разности давлений, измеряемой манометром бензина, для большинства двигателей равна от 0,2 до 0,3 *ат*.

Принцип действия. Манометр бензина работает по принципу диференциального металлического манометра с трубкой Бурдона (см. фиг. 28).

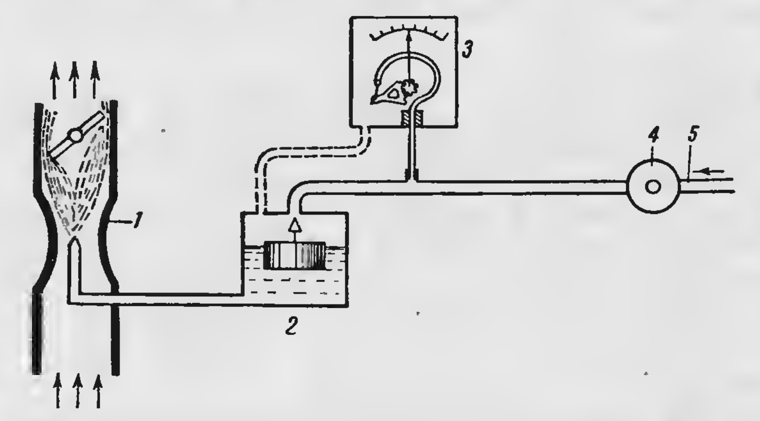
На фиг. 34 изображена элементарная схема питания горючим двигателя внутреннего сгорания и показана схема включения манометра бензина.

Манометр бензина включен в бензопровод перед входом его в карбюратор. Чтобы манометр измерял нужную разность давлений, внешнее давление на трубку Бурдона должно равняться давлению в поплавковой камере карбюратора. Для этой цели трубку Бурдона помещают в герметичный корпус, в котором поддерживается давление, равное давлению в поплавковой камере.

На схеме пунктиром изображен трубопровод, посредством которого корпус манометра сообщается с поплавковой камерой карбюратора. Однако на существующих двигателях корпус манометра бензина соединяют не с поплавковой камерой, а с таким местом системы питания, давление в котором не отличается от давления в поплавковой камере.

На старых двигателях, не имевших наддува[1], давление в поплавковой камере равнялось статическому давлению[2] воздуха на данной высоте. Поэтому корпус манометра делали негерметичным, сообщающимся с кабиной самолета. При этом считалось, что давление в кабине равно статическому давлению окружающего воздуха.

Все современные авиационные двигатели снабжены нагнетателями, создающими наддув во всасывающей трубе двигателя. В зависимости от включения нагнетателя относительно карбюратора давление в поплавковой камере равно либо статическому давлению воздуха, либо давлению наддува. На тех двигателях, где нагнетатель установлен до карбюратора (например двигатель М100), давление в поплавковой камере равно давлению наддува $p_к$. На таких двигателях корпус манометра бензина соединяют со всасывающей трубой двигателя.



Фиг. 34. Принципиальная схема включения манометра бензина.

1—всасывающая труба двигателя; *2*—поплавковая камера карбюратора; *3*—манометр; *4*—помпа; *5*—трубопровод из бака.

Если нагнетатель включен после карбюратора (например двигатель М85), то давление в поплавковой камере равно статическому давлению окружающего воздуха.

Иногда считают, что давление в кабине самолета не отличается от статического давления окружающего воздуха, и поэтому корпус манометра соединяют с кабиной самолета. Однако на скоростных самолетах давление в кабине может значительно отли-

[1] Наддувом называется нагнетание воздуха во всасывающую трубу двигателя для поддержания его мощности на больших высотах.

[2] Статическим давлением называется давление газа (или воздуха), находящегося в покое.

чаться от статического давления воздуха. Поэтому на двигателях со вторым видом включения нагнетателя следует соединять корпус манометра со статической камерой трубки Пито.

Конструкция манометра бензина. Манометр бензина изготовляют с диапазоном показаний от 0 до 1 *ат*. Деления на шкале наносят через 0,1 *ат*.

Через штуцер в центре корпуса (фиг. 35) трубка Бурдона сообщается с бензопроводом. Другой штуцер соединен со всасывающей трубой двигателя или с трубкой Пито, в зависимости от способа включения наддува. Под влиянием разности давлений трубка Бурдона разгибается, и конец ее передвигает тягу, шарнирно связанную с зубчатым сектором. Сектор поворачивается и вращает сцепленную с ним трибку вместе с указывающей стрелкой.

Вес прибора 200 *г*.

Монтаж на самолете. Манометр бензина устанавливают на доске летчика в группе моторных приборов. На каждый мотор монтируют отдельный манометр. На больших самолетах манометры бензина выносят на доску борттехника.

Крепят манометр на приборной доске с помощью стандартного крепежного кольца диаметром 60 *мм*. Штуцер, находящийся в центре корпуса, соединяют с трубкой из красной меди, второй конец которой соединен со специальным штуцером на моторе самолета. Другой штуцер соединяют с трубкой, ведущей к всасывающей трубе мотора или к статической проводке трубки Пито, в зависимости от типа двигателя.

Для крепления к штуцерам концы медной трубки развальцовывают (см. фиг. 9, *б*) или применяют соединения типа АМ.

Соединения должны быть совершенно герметичны, в особенности соединения трубки, связанной с бензиновой магистралью. Соединительные гайки должны быть тщательно затянуты, чтобы от вибрации не нарушилась герметичность соединений.

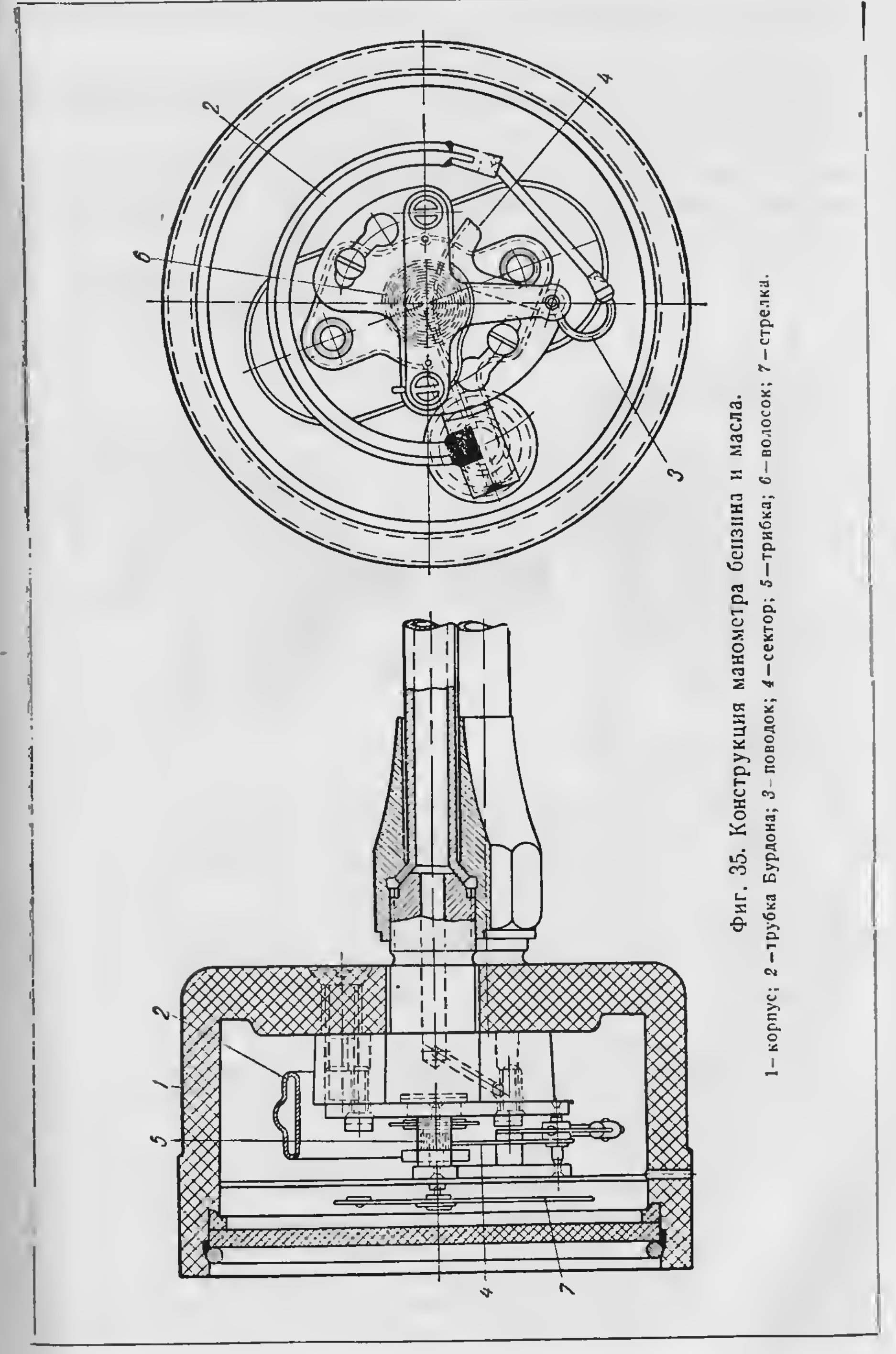
Герметичность корпуса проверяют перед установкой прибора на самолет по существующим техническим условиям на приборы.

7. МАНОМЕТР МАСЛА

Назначение. Для нормальной работы двигателя должна быть обеспечена постоянная смазка трущихся частей.

Смазка осуществляется при помощи масляной помпы, непрерывно подающей масло из специального бака ко всем трущимся частям двигателя. В цилиндрах масло частично сгорает, остальное масло стекает в картер, фильтруется, охлаждается и попадает обратно в масляный бак.

Бесперебойность циркуляции масла зависит от разности давлений в масляной магистрали и в картере двигателя. Эту разность давлений и измеряет манометр масла. Таким образом манометр масла контролирует бесперебойность смазки двигателя и предупреждает летчика о неисправностях в системе смазки.

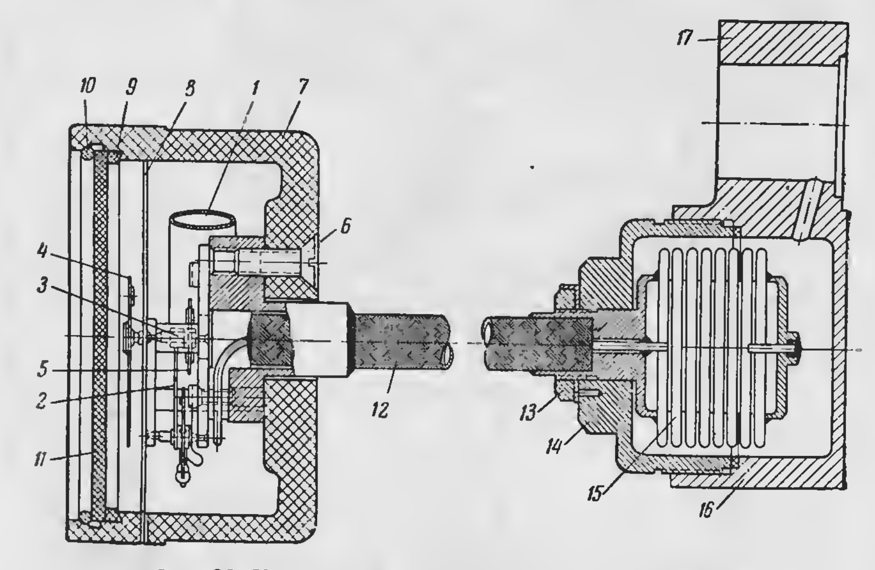


Фиг. 35. Конструкция манометра бензина и масла.
1—корпус; 2—трубка Бурдона; 3—поводок; 4—сектор; 5—трибка; 6—волосок; 7—стрелка.

Нормальная величина разности давлений, измеряемой манометром масла, колеблется в пределах 2,5—8 *ат*.

Типы и конструкции манометров. Манометр масла, так же как манометр бензина, работает по принципу диференциального манометра с пружиной Бурдона (фиг. 35).

Трубка Бурдона сообщается посредством трубопровода с масляной магистралью. Корпус манометра масла в отличие от манометра бензина делают негерметичным, так как разница между



Фиг. 36. Конструкция манометра масла с приемником.

1—трубка Бурдона; *2*—сектор; *3*—трибка; *4*—стрелка; *5*—волосок; *6*—винт; *7*—корпус; *8*—шкала; *9*—прокладка; *10*—пружинное кольцо; *11*—стекло; *12*—оплетка трубопровода; *13*—гайка; *14*—крышка приемника; *15*—сильфон; *16*—корпус приемника; *17*—прилив для крепления.

давлением в кабине и статическим давлением окружающего воздуха ничтожна по сравнению с измеряемым давлением масла.

Манометр масла изготовляют с диапазоном показаний от 0 до 15 *ат*.

На шкале деления наносят через 1 *ат*.

Прибор имеет устройство, аналогичное устройству манометра бензина, и отличается только тем, что в нем нет второго штуцера.

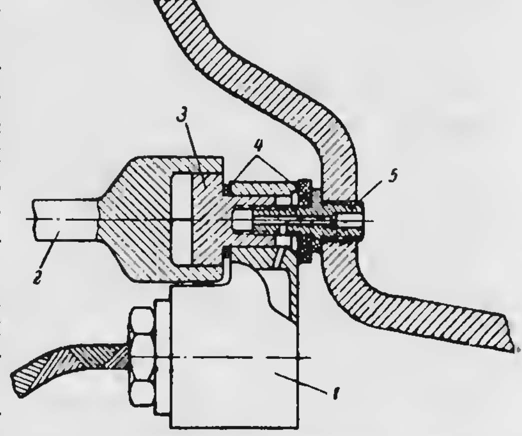
Вес прибора 200 *г*.

Манометр масла с приемником. Предыдущий тип манометра масла имеет следующий недостаток. Трубка, соединяющая манометр с масляной магистралью двигателя, заполняется маслом, давление которого измеряется. При низких температурах значительно увеличивается вязкость масла, что вызывает большие запаздывания в показаниях манометра, а иногда и отказ его в работе. Во избежание этого зимой трубку заполняют специальной

незамерзающей смесью, что связано с неудобствами в эксплоатации.

Манометр масла с приемником свободен от этого недостатка. Его соединительная трубка совершенно изолирована от масляной магистрали мотора и заранее заполнена толуолом, не замерзающим при эксплоатации прибора.

Передача давления осуществляется посредством специального приемника (фиг. 36), который крепится в соответствующем месте масляной магистрали мотора. Давление масла передается в корпус приемника. Это давление воспринимается сильфоном, внутренняя полость которого сообщается с соединительной трубкой и также заполнена толуолом. При изменении давления масла сильфон меняет свой объем, вследствие чего давление через толуол передается трубке Бурдона. Манометр и приемник спаяны с соединительной трубкой и не подлежат разъему.



Фиг. 37. Крепление приемника манометра масла.

1—приемник манометра масла; *2*—торцевой ключ; *3*—штуцерная гайка; *4*—фибровые прокладки; *5*—штуцер.

Соединительная трубка покрыта металлической оплеткой для предохранения от повреждений.

Вес прибора с трубопроводом длиной до 4,5 *м* не превышает 650 *г*.

Монтаж на самолете. Манометр масла без приемника монтируется аналогично манометру бензина. Соединения трубопровода с прибором и мотором должны быть герметичны и совершенно надежны, так как нарушение герметичности соединения может привести к утечке масла из масляной системы мотора.

Зимой трубопровод заполняют смесью спирта и глицерина (30% спирта и 70% глицерина).

При монтаже манометра масла с приемником предварительно протягивают приемник и трубопровод в крепежное кольцо и прокладывают по самолету к месту крепления. Прокладку трубопровода следует вести очень осторожно, так как малейшее повреждение трубопровода или пайки приводит к порче прибора.

Трубопровод крепится к самолету скобами. Во избежание перетирания трубки от вибрации под скобы подкладывают резиновые прокладки.

Приемник присоединяется к штуцеру масляной системы мотора посредством специальной гайки с двумя фибровыми прокладками (фиг. 37). Гайка затягивается торцевым ключом.

8. ЖИДКОСТНЫЕ ТЕРМОМЕТРЫ

Назначение. Работа двигателя сопровождается выделением большого количества тепла. Перегрев двигателя вызывает понижение упругости металла и вследствие этого деформацию деталей.

В двигателях с жидкостным охлаждением температура охлаждающей жидкости характеризует температуру двигателя, так как жидкость непрерывно омывает стенки цилиндров двигателя. Температура смазывающего масла также повышается с увеличением нагрева двигателей. Для измерения температуры масла и охлаждающей жидкости применяют жидкостные термометры. Таким образом термометры контролируют степень нагрева двигателя и предупреждают летчика о перегреве двигателя для принятия соответствующих мер (снижение оборотов, выпуск радиатора или открытие жалюзей радиатора).

Кроме того, измерение температуры масла характеризует качество смазки, так как при недостаточной температуре масло густеет, а при высокой — начинает гореть и загрязняет поверхность поршней.

Принцип действия. В основу работы жидкостных термометров положен метод измерения давления насыщенных паров низкокипящей жидкости.

К низкокипящим жидкостям относят жидкости с температурой кипения от +31 до −35°.

Если такую жидкость поместить в замкнутый объем и подогреть до температуры ее кипения, то жидкость будет переходить в пар. По мере увеличения количества пара давление в замкнутом объеме будет увеличиваться. При некоторой величине давления дальнейшее парообразование прекращается, и наступает равновесие. Пространство над жидкостью, в котором не происходит дальнейшего испарения жидкости, называется насыщенным; самые пары также называются насыщенными.

При дальнейшем увеличении температуры испарение жидкости возобновляется до тех пор, пока пространство опять не насытится парами, но уже при более высоком давлении.

Давление насыщенных паров находится в определенной зависимости от температуры, т. е. каждому значению температуры соответствует определенное давление насыщенных паров. Это свойство насыщенных паров и используется в жидкостных термометрах для измерения температуры.

Жидкостный термометр (фиг. 38) состоит из приемника, соединительного трубопровода и манометра.

Приемник выполняется в виде замкнутого металлического баллона, примерно наполовину заполненного низкокипящей жидкостью. Пространство над поверхностью жидкости сообщается посредством трубопровода с внутренней полостью трубки Бурдона. Приемник погружают в масло или охлаждающую жидкость, температуру которой нужно измерить.

При повышении измеряемой температуры давление насыщенных паров увеличивается, трубка Бурдона разгибается и передвигает стрелку, указывающую непосредственно измеряемую температуру.

При понижении измеряемой температуры часть паров конденсируется, т. е. переходит в жидкость, и давление уменьшается, что вызывает обратное движение стрелки.

Свойства насыщенных паров ограничивают, однако, пределы возможности измерения температуры.

Если непрерывно нагревать жидкость в приемнике, то при достижении некоторой температуры исчезает мениск, т. е. поверхность раздела между жидкостью и паром, причем плотность их делается одинаковой. Это состояние называется критическим, и ему соответствуют некоторая критическая температура и критическое давление, зависящие от рода жидкости.

При температуре выше критической давление в приемнике резко возрастает, и дальнейшее измерение температуры делается невозможным. Поэтому верхний предел измерения температуры ограничивается температурами, близкими к критической температуре жидкости приемника.

В настоящее время для заполнения приемников применяют хлорметил и ацетон.

Фиг. 38. Принципиальная схема жидкостного термометра.

Хлорметил имеет критическую температуру около 153° при давлении 66 *ат* и применяется для измерения температур от 0 до +125°.

Ацетон имеет критическую температуру около 232° при критическом давлении 52,2 *ат* и применяется для измерения температур от 50 до 200°.

Нижний предел измерения определяется величиной давления насыщенных паров данной жидкости, достаточной для надежной работы прибора.

На фиг. 39 приведен график зависимости давления насыщенных паров для хлорметила и ацетона.

Более высокая критическая температура ацетона позволила использовать его для измерения температуры специальных жидкостей, применяемых для охлаждения некоторых двигателей и имеющих высокую температуру кипения (около 190°).

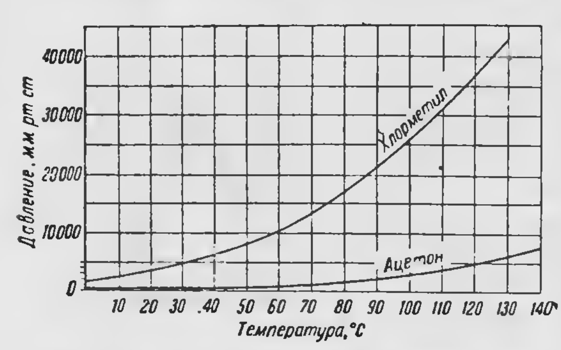
Жидкостные термометры имеют *методическую*[1] высотную

[1] Методические ошибки происходят от несовершенства метода измерения.

ошибку. Прибор тарируется у земли, при этом измеряется давление насыщенных паров относительно атмосферного давления (так как внешнее давление на трубку Бурдона равно атмосферному). С подъемом на высоту внешнее давление падает, и прибор при той же измеряемой температуре воспринимает повышенную разность давлений. Поэтому на высоте показания прибора несколько увеличиваются, причем поправки для более высоких температур имеют меньшую величину.

Конструкция жидкостных термометров. Жидкостные термометры с хлорметилом изготовляют с диапазоном показаний от 0 до +125°. Служат они для измерения температуры воды и масла.

Термометры с ацетоном служат для измерения температуры охлаждающей смеси с высокой температурой кипения (гликоль, гликоль-этилен и др.). Шкала термометра рассчитана на диапазон показаний от 50 до 200°.



Фиг. 39. График зависимости давления насыщенных паров от температуры.

По своей конструкции хлорметиловый и ацетоновый термометры совершенно одинаковы и отличаются только заполнением.

Прибор состоит из приемника, соединительного трубопровода и измерителя (фиг. 40).

Приемник представляет собой цилиндрический баллон *1*, погружаемый в масло или охлаждающую жидкость мотора. Соединительный трубопровод *3* соединяет приемник с внутренней полостью трубки Бурдона измерителя. Измеритель и приемник спаяны с соединительным трубопроводом и не подлежат разъему.

Для предохранения от повреждений трубопровод покрыт металлической оплеткой *4* и в местах соединения имеет добавочную броню *5*.

Измеритель по своей конструкции не отличается от манометра бензина и масла, за исключением добавочного гребешка, снабженного винтами для регулирования хода трубки Бурдона.

Вес хлорметилового термометра в зависимости от длины трубопровода равен от 1100 до 1500 *г*.

Вес ацетонового термометра соответственно колеблется от 600 до 2000 *г*.

Монтаж на самолете. Измерители термометров располагаются в группе моторных приборов в соответствии со схемой приборного оборудования самолета.

На моторах с воздушным охлаждением термометр воды заменяют термометром цилиндров. Для измерения температуры масла устанавливают по два термометра на каждый мотор: один изме-

Фиг. 40. Конструкция жидкостного термометра.
1—баллон приемника; 2—гайка; 3—соединительный трубопровод; 4—металлическая оплетка; 5—броня; 6—трубка Бурдона; 7—гребешок; 8—винты; 9—волосок; 10—трубка; 11—корпус.

ряет температуру входящего масла и включается между помпой и мотором, другой измеряет температуру выходящего масла и включается между мотором и радиатором.

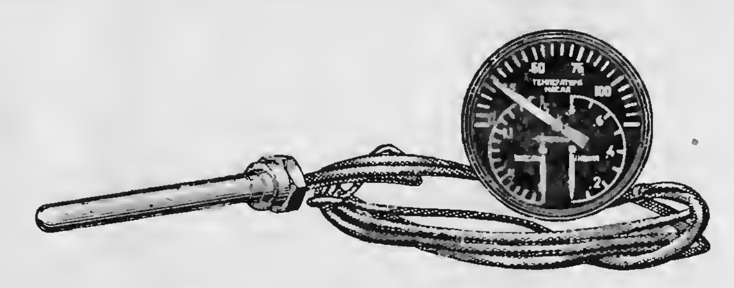
Измеритель крепят на приборной доске при помощи стандартного крепежного кольца диаметром 60 *мм*.

При монтаже термометров приемник с трубопроводом предварительно протягивают через крепежное кольцо и прокладывают трубопровод по самолету к месту включения приемника. Прокладку ведут весьма осторожно, так как малейшее нарушение герметичности проводки приводит к порче прибора. Нельзя также скручивать трубопровод вокруг его оси.

Приемник крепится в специальном штуцере, предусмотренном в конструкции двигателя. Фланец приемника притягивают гайкой к штуцеру доотказа. При этом приемник обязательно придерживают ключом во избежание перекручивания трубопровода. Для герметичности соединения под фланец кладут свинцовую прокладку.

9. ТРЕХСТРЕЛОЧНЫЙ ИНДИКАТОР

Назначение. Одним из путей рационального размещения и оформления приборов является такое комбинирование показаний



Фиг. 41. Трехстрелочный индикатор.

различных приборов, при котором летчик с минимальным зрительным напряжением получает сведения о нормальной работе мотора или о нормальном режиме полета.

Выше мы говорили о взаимном расположении пилотажных приборов, отвечающем этому условию.

Трехстрелочный индикатор объединяет в одном приборе показания манометра масла, манометра бензина и термометра[1].

На общем циферблате прибора нанесено три шкалы: манометра масла — от 0 до 15 *ат*, манометра бензина — от 0 до 0,8 *ат* и термометра — от 0 до 125°. По каждой шкале перемещается своя стрелка, указывающая измеряемую величину (фиг. 41). Шкалы рас-

[1] Термометр трехстрелочного индикатора может быть использован и для измерения температуры масла и для измерения температуры охлаждающей жидкости.

Фиг. 42. Конструкция трехстрелочного индикатора.

1—основание трубки Бурдона аэротермометра; *2*—тяжок; *3*—хвостовик сектора; *4*—ось сектора; *5*—сектор; *6*—трубка Бурдона с наконечником; *7*—гребешок основания; *8*—регулировочный винт; *9*—трибка; *10*—волосок; *11*—стойка платины; *12*—ось стрелки; *13*—апендикс трубопровода; *14* — предохранительная медная оплетка; *15*—спиральная пружина; *16* — предохранительная медная оплетка трубопровода; *17*—капиллярный трубопровод диаметром 0,3×1,0 *мм*; *18*—заделка оплетки; *19*—головка приемника; *20*—накидная гайка; *21*—трубка приемника; *22*—хлорметил; *23*—трубки Бурдона манометров (бензина и масла); *24*—основание трубки Бурдона манометра; *25*—тяжок; *26*—хвостовик сектора; *27*—сектор; *28*—волосок; *29*—трибка; *30*—ось стрелки; *31*—основание механизма; *32*—платина механизма манометров; *33*—шкала; *34*—штуцер; *35*—развальцованный трубопровод; *36*—накидная гайка; *37*—трубопровод диаметром 4×6 *мм*; *38*—предохранительная медная оплетка; *39*—прижимное кольцо; *40*—стекло; *41*—корпус; *42*—рант; *43*—платина механизма аэротермометра.

положены таким образом, что при нормальных значениях измеряемых величин стрелки образуют фигуру в виде опрокинутой буквы Т. Это значительно облегчает наблюдение за прибором, так как летчику не нужно всматриваться в показания каждой стрелки, а достаточно общим взглядом оценить правильность взаимного расположения стрелок.

Конструкция трехстрелочного индикатора (фиг. 42). Трехстрелочный индикатор состоит из трех независимо работающих механизмов, объединенных в одном корпусе.

Механизмы смонтированы на общем основании индикатора и регулируются независимо одни от других. Каждый механизм может быть вынут и заменен новым.

Механизм термометра по своему принципу действия и конструкции ничем не отличается от жидкостного термометра, описанного выше. Трубка Бурдона также сообщается посредством трубопровода с приемником, заполненным хлорметилом. Механизмы манометра бензина и манометра масла одинаковы по своей конструкции. По принципу действия они ничем не отличаются от аналогичных приборов, описанных выше.

В одном из типов трехстрелочного индикатора корпус негерметичен и сообщается с кабиной самолета, в другом типе корпус герметичен и снабжен дополнительным штуцером.

Для включения трубопроводов бензина и масла трехстрелочный индикатор снабжен штуцерами, как и обычные манометры бензина и масла. Изготовляются также трехстрелочные индикаторы с приемниками для манометра масла. В этом случае конструкция этого приемника и соединительного трубопровода такая же, как у отдельного манометра масла с приемником.

Вес прибора в комплекте без приемника манометра масла 700 *г*, с приемником манометра масла 1200 *г*.

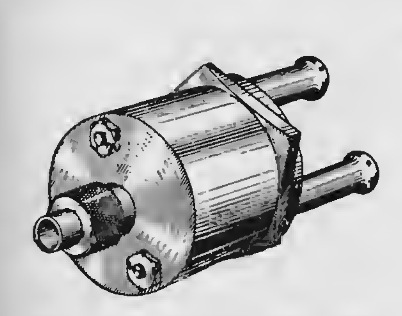
Монтаж на самолете совершенно аналогичен монтажу отдельных термометров и манометров масла и бензина, с той лишь разницей, что указатель крепится в стандартном кольце большего диаметра (80 *мм*).

10. СИГНАЛИЗАТОРЫ ДАВЛЕНИЯ

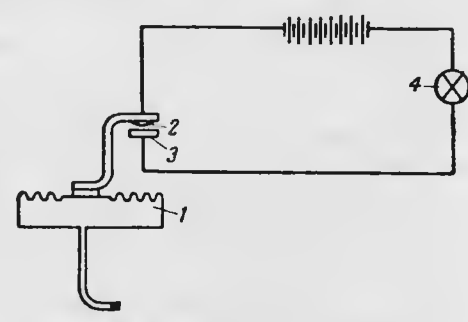
На приборной доске современного самолета число приборов велико. Летчику очень трудно внимательно следить за шкалами всех имеющихся на доске приборов и своевременно реагировать на перемещение стрелки того или иного прибора. Поэтому наметилась тенденция убрать с приборной доски некоторые приборы, заменив их сигнализаторами, дающими сигнал при нарушении работы того или иного контролируемого участка.

Два описываемых ниже сигнализатора — сигнализатор давления масла и сигнализатор давления горючего (фиг. 43) — работают совершенно одинаково. На приборной доске самолета имеются сигнальные лампы от каждого из этих приборов. Лампа сигнализатора давления масла не горит при нормальных условиях подачи давления масла и загорается при падении давления ниже 2,3 *ат*. Лампа

сигнализатора давления бензина не горит при нормальных условиях подачи горючего и загорается при падении давления бензина ниже 0,22 *ат*.



Фиг. 43. Сигнализатор давления горючего.



Фиг. 44. Схема работы сигнализатора.

Принцип работы. Принцип действия сигнализаторов (фиг. 44) основан на использовании свойств мембраны (или двух мембран, образующих замкнутый объем) прогибаться под действием давления.

Центр мембраны *1* соединен с подвижным контактом *2* электроцепи сигнальной лампочки *4*. При нормальных условиях цепь не замкнута, и лампочка не горит. При понижении давления ниже минимально допустимого подвижный контакт опускается до неподвижного контакта *3*, цепь замыкается, и лампочка вспыхивает, сигнализируя летчику об опасном падении давления.

Сигнализатор давления масла (фиг. 45). Впаянная в кольцо мембрана *1* укреплена на основании прибора.

Кольцо мембраны *2* имеет вид крышки и является одновременно упором для коробки.

Фиг. 45. Устройство сигнализатора давления масла.

В центре основания *3* имеется штуцер *4*, через который передается давление к мембране. С другой стороны к жесткому центру мембраны припаян мостик *5*, несущий подвижный контакт *6*.

На специальной пружине *9* установлен неподвижный контакт *10*. Регулировочный винт позволяет изменять расстояние между контактами так, что эти контакты соприкасаются при определенном давлении масла.

Весь механизм закрывается алюминиевым корпусом *12*, окрашенным в коричневый цвет (в коричневый цвет на самолете окрашивается вся проводка масляной системы).

На стойках *7* укреплена текстолитовая пластинка *8*, в которую вмонтированы контакты штепселя *11*.

К металлическим гнездам *13* штепсельной розетки *14* присоединяют электропровода. Штепсельную розетку неподвижно крепят к вилке накидной гайкой *15*. Зажатый под накидной гайкой ниппель *16* служит для прикрепления экрана проводки.

Перед установкой сигнализатора на самолет необходимо проверить исправность электропроводки: нет ли замыкания проводников, надежно ли прикреплены провода к штепсельной розетке, горит ли сигнальная лампочка.

Прибор крепят винтами к какой-либо части самолета, имеющей наименьшую вибрацию и удаленной от выхлопных патрубков.

С масляной системой прибор соединяется специальным штуцером.

В качестве указателя на приборной доске устанавливают небольшую электрическую лампочку, рассчитанную на напряжение бортовой сети. В цепь электропроводки вводят выключатель для отключения источника питания на то время, когда двигатель не работает.

Вес прибора около 160 *г*.

Сигнализатор давления горючего (фиг 46). В конструктивном отношении этот прибор отличается от сигнализатора давления масла наличием второй, предохранительной, мембраны и несколько иным расположением и выполнением передачи перемещения мембраны к контактам.

На основании прибора *1* уложены два кольца *2* и *3* с припаянными к ним мембранами *4* и *5*. К жесткому центру нижней мембраны припаяна стойка с упором *6*, соприкасающаяся с центром верхней мембраны.

Рабочей мембраной является нижняя, так как давление бензина передается через штуцер *7* к нижней мембране.

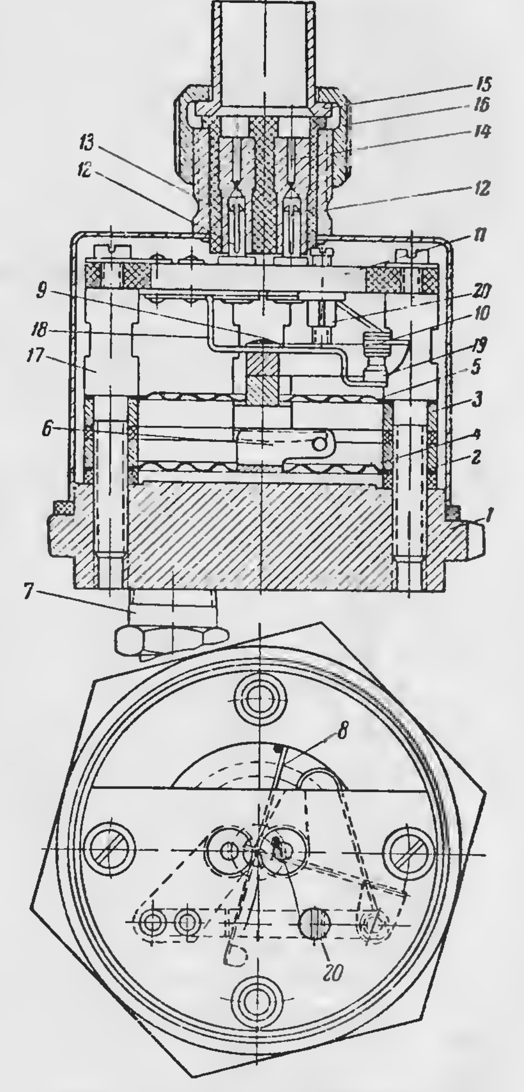
Верхняя мембрана является предохранительной. Она препятствует прониканию бензина в корпус прибора в случае порчи или негерметичности рабочей мембраны.

Проникший за рабочую мембрану бензин может стекать через специальные отверстия в сливную трубку. Из сливной трубки бензин может быть выпущен в атмосферу или в бензиновый бак, в зависимости от того, с чем соединена эта трубка.

Над предохранительной мембраной установлена планка жесткости *8*, заставляющая нижнюю мембрану под действием давления совершать вместе со своим центром сложный изгиб и этим передавать движения пластине *9*, несущей подвижный контакт *10*.

Контакт *10* состоит из изоляционной втулки с прокладкой и шайбы, к которой присоединен электрический провод. На стойках *17* укреплена текстолитовая платинка *11* основания, к которой с нижней стороны приклепана пружина *18*. На конце этой пружины укреплен неподвижный контакт *19*. Регулировочным винтом *20* можно регулировать расстояние между подвижным и неподвижным контактами.

В текстолитовую платинку *11* вмонтирована вилка *12*, соединяющаяся со штепсельной розеткой *13*. Концы проводников зажимаются в отверстиях гнезд *14*. При нормальных условиях контакты между собой не соединены, цепь не замкнута, и лампочка не горит. При понижении давления бензина ниже допустимого подвижный контакт опускается до неподвижного контакта, цепь замыкается, и лампочка, вспыхивая, сигнализирует летчику о малом давлении бензина.



Фиг. 46. Устройство сигнализатора давления горючего.

Алюминиевый корпус сигнализатора, как и вся магистраль горючего, окрашен в желтый цвет.

Проводку от прибора заключают в металлический экран для уменьшения помех радиоприему. Экран крепят к специальному ниппелю *15*, прижимаемому накидной гайкой *16* штепсельного соединения.

Вес прибора около 160 *г*.

Перед монтажем прибор подвергают проверке и внешнему осмотру.

Прибор крепят болтами к самолету возможно дальше от выхлопных патрубков и от помп.

Прибор соединяется с магистралью специальным штуцером,

ввинчиваемым в отверстие основания прибора, отмеченное буквой «Б».

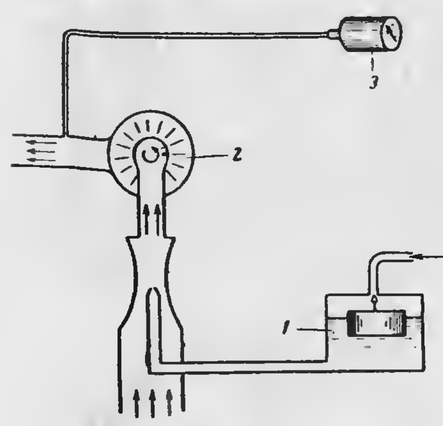
Другой штуцер, с отметкой «В», соединяется с трубопроводом, выведенным в бензиновый бак или просто в атмосферу.

В электрическую цепь прибора вводят выключатель, устанавливаемый в кабине. Небольшую сигнальную электролампочку ставят на виду у пилота или механика. Рабочее напряжение лампочки должно соответствовать напряжению бортовой сети.

Когда двигатель самолета не работает, прибор выключают.

11. МАНОВАКУУММЕТР

Назначение. Для поддержания мощности авиационного двигателя на высоте применяются нагнетатели, представляющие собой центробежный насос, вращаемый двигателем.



Фиг. 47. Схема включения мановакуумметра.

1—поплавковая камера карбюратора; 2—нагнетатель; 3—прибор.

Благодаря наличию автоматического регулятора наддува давление, создаваемое нагнетателем во всасывающей трубе двигателя, остается примерно постоянным, равным давлению у земли; этим сохраняется нормальная смесь бензина с воздухом, а следовательно, сохраняется и мощность двигателя.

Для контроля давления горючей смеси во всасывающей трубе двигателя применяют мановакуумметр.

Таким образом мановакуумметр контролирует исправность работы регулятора наддува и предупреждает летчика о неисправностях в работе системы наддува.

Принцип действия. Мановакуумметр работает по принципу металлического барометра с анероидной коробкой (фиг. 26) и измеряет абсолютное давление горючей смеси во всасывающей трубе. Схема включения мановакуумметра изображена на фиг. 47.

Герметичный корпус прибора сообщается со всасывающей трубой двигателя. При изменении давления наддува меняется прогиб анероидной коробки, и передаточный механизм передвигает стрелку, указывающую на шкале величину давления наддува. Когда двигатель не работает, давление во всасывающей трубе равно атмосферному.

Конструкция мановакуумметра. Мановакуумметр указывает абсолютное давление в пределах от 300 до 1200 *мм* рт. ст. Деления на шкале нанесены через 20 *мм* рт. ст. Цифры указывают давление в сантиметрах ртутного столба. Например, число 70 соответствует давлению в 70 *см*, или 700 *мм* рт. ст. (фиг. 48).

Передаточный механизм (фиг. 49) от анероидной коробки *1* к стрелке состоит из шарнирной передачи и сектора с трибкой. Люфты выбираются волоском *12*. При измерении внешнего давления центр *3* коробки перемещается и посредством тяги *5* поворачивает валик *4* с сектором *9*. Сектор вращает трибку *8*, на оси которой насажена указывающая стрелка *10*. Для компенсации температурных ошибок механизм прибора снабжен температурной биметаллической компенсацией первого и второго рода *6* и *7*.



Фиг. 48. Мановакуумметр.

Корпус прибора *13* герметичен и имеет штуцер для присоединения трубопровода, соединяющего его со всасывающей трубой двигателя.

Для перемещения контрольного индекса[1] *17* ослабляют винты *19*. После перемещения индекса по кольцу *18* винты *19* затягиваются.

Монтаж на самолете. Мановакуумметр крепится к приборной доске посредством стандартного крепежного кольца диаметром 80 *мм*. Прибор соединяется с мотором медной трубкой диаметром 4×6 *мм*.

На конце трубки напаян ниппель, который притягивается накидной гайкой к специальному штуцеру на всасывающем патрубке двигателя. Другой конец трубопровода крепится к штуцеру прибора.

При монтаже важно обеспечить полную герметичность соединений. Герметичность корпуса прибора проверяют до монтажа на самолет по специальным техническим условиям.

12. ГИДРОСТАТИЧЕСКИЙ БЕНЗИНОМЕР

Назначение. Авиационными бензиномерами называются приборы, позволяющие летчику контролировать количество бензина, имеющегося в баках самолета.

Правда, пилот может определить количество оставшегося бензина, зная емкость баков и расход горючего в единицу времени. Но этот способ не может быть признан удовлетворительным потому, что подсчеты, даже простые, затрудняют экипаж самолета, а количество расходуемого горючего зависит от режима работы мотора. Кроме того, случайная утечка горючего (разрыв трубки или пулевая пробоина) может привести к быстрому и неожиданному его израсходованию.

---

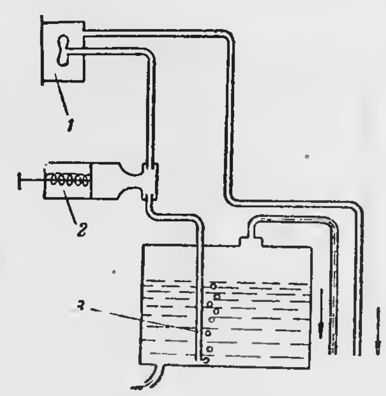
[1] Контрольный индекс служит для указания предельного давления наддува для данного двигателя.

Фиг. 49. Конструкция мановакуумметра.

1—анероидная коробка; 2—нижний центр коробки; 3—верхний центр коробки; 4—валик кривошипа; 5—тяга; 6 и 7—биметалл; 8—трибка; 9—сектор; 10—стрелка; 11—шкала; 12—волосок; 13—корпус; 14 и 15—резиновые прокладки; 16—крышка; 17—контрольный индекс; 18—кольцо; 19—винт.

На современных самолетах применяют гидростатические и поплавковые бензиномеры. Последние разделяются на механические и электрические — по принципу передачи показаний от бака к указателю, устанавливаемому обычно на приборной доске самолета.

Шкалы бензиномеров зависят от размеров и формы баков с горючим. Поэтому тарировка шкалы прибора должна производиться на баке, для которого прибор предназначен.



Фиг. 50. Схема работы гидростатического бензиномера.

1—указатель; 2—насос; 3—датчик.

Принцип действия. Работа гидростатического бензиномера основана на принципе измерения разности между гидростатическим давлением на дне бензинового бака и давлением воздуха на поверхности бензина.

По закону Паскаля на дне бака действует давление, равное произведению высоты столба жидкости, на удельный вес этой жидкости.

Измеряя разность давлений на дне бака и на поверхности его, мы тем самым определяем уровень горючего, а следовательно, и его количество.

Схема работы прибора изображена на фиг. 50. Указатель прибора, являющийся измерителем давления бензина, представляет собой манометр с коробкой Види. Последняя соединена трубопроводом с датчиком прибора *3*. Датчик выполнен в виде тонкой трубки, погруженной в бензиновый бак. В соединительный трубопровод включен насос *2*. Для того чтобы получить в корпусе указателя такое же давление воздуха, как и на поверхности бензина в баке, и тем самым устранить возможную ошибку в показаниях прибора, корпус указателя выполняется герметичным, и трубопровод от корпуса выводится вместе с отводной трубкой бензинового бака. Соединить корпус указателя непосредственно с бензиновым баком нельзя, так как при фигурных полетах бензин может попасть в корпус прибора и вывести последний из строя. Конденсация паров бензина в корпусе прибора также может привести прибор в негодность.

Для определения количества бензина в баке ручку поршня насоса оттягивают на себя доотказа и отпускают. При ходе поршня под действием ручки цилиндр насоса сообщается с атмосферой, и бензин в соединительную трубку не засасывается. Когда ручка отпущена, цилиндр насоса разобщается с атмосферой. Под действием пружины поршень насоса идет обратно и давлением воздуха вытесняет бензин из трубки датчика. Когда весь бензин из трубки будет вытеснен, повышение давления прекратится, и во

всей системе установится давление, равное давлению столба бензина, так как лишний воздух будет выходить из трубки в виде пузырьков. Это установившееся давление, действуя на коробку Види, передается через систему рычагов на стрелку. Стрелка установится против определенного деления шкалы, соответствующего количеству горючего в баке.

По прекращении движения поршня система сообщается через насос с атмосферой, и стрелка указателя приходит обратно к нулю.

Таким образом прибор дает показания только во время движения поршня, т. е. является прибором с непостоянным показанием.

Фиг. 51. Измерение количества горючего в двух баках одним указателем с переключателем.

1—указатель; 2—насос; 3—переключатель; 4—бензиновые баки; 5—выводная трубка баков; 6—статическая трубка указателя.

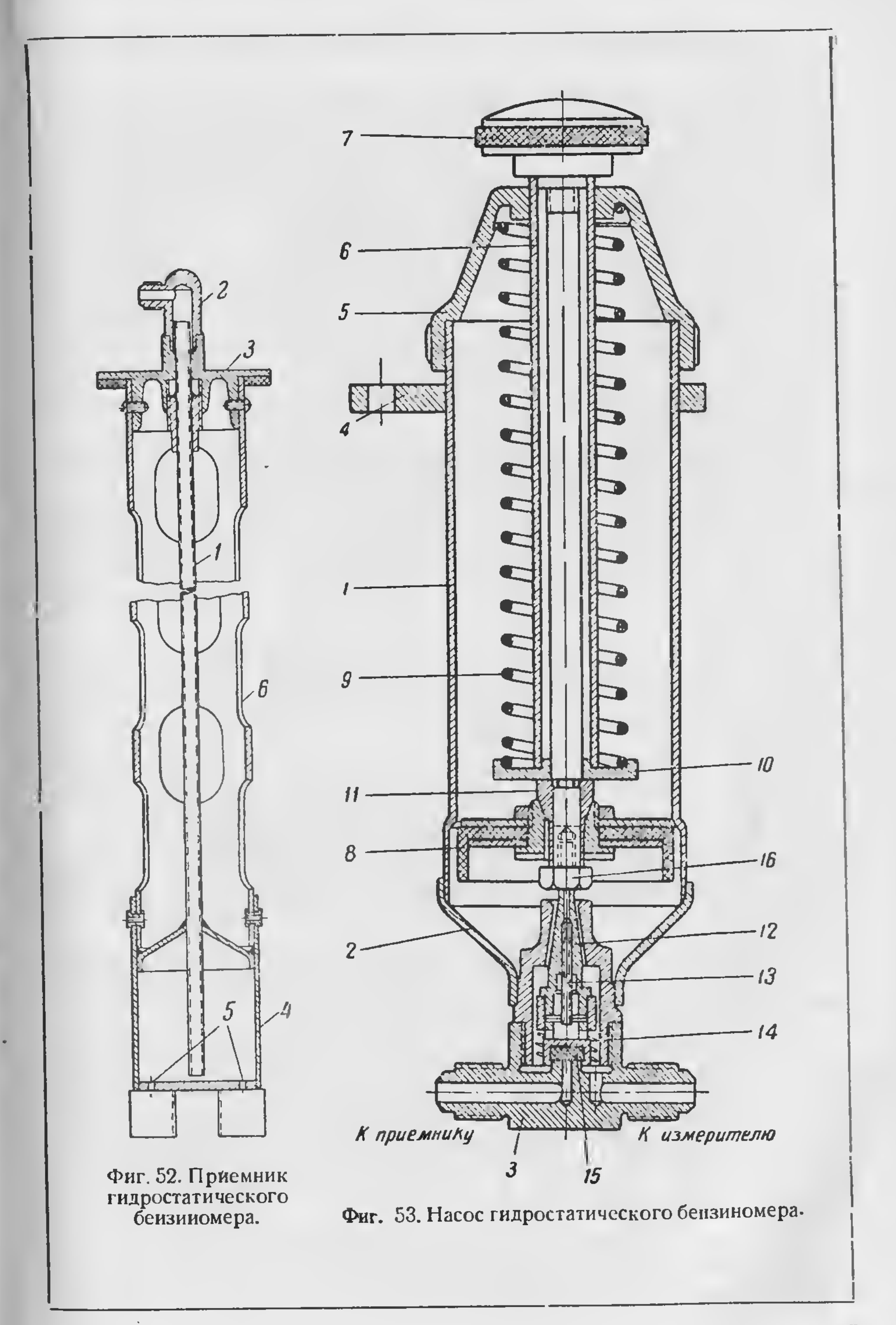
При наличии на самолете двух одинаковых баков один указатель используют для измерения количества горючего в каждом из этих баков (фиг. 51). Для этого устанавливается кран-переключатель на два положения.

Конструкция прибора. Датчик прибора (фиг. 52) изготовлен из медной трубки *1* сечением 4×3 *мм*. Верхний конец трубки оканчивается головкой *2* и штуцером для присоединения трубопровода. Фланцем *3* датчик крепится к горловине бака.

Нижний конец трубки оканчивается специальным цилиндрическим бачком *4*, имеющим несколько отверстий малого диаметра *5*. Бачок располагается на расстоянии 15 *мм* от дна бензинового бака во избежание засорения отверстий. Бачок датчика служит для смягчения резких изменений давления, могущих возникнуть в полете в результате больших ускорений.

Весь датчик заключен в ажурный алюминиевый кожух *6*, предохраняющий его от изгибов и повреждений. Длина датчика определяется глубиной бензинового бака.

Н а с о с бензиномера (фиг. 53) состоит из латунного цилиндра *1*, заканчивающегося с одной стороны коническим дном *2* с укрепленным в нем тройниковым штуцером *3*. На верхней части цилиндра навинчен фланец *4* с тремя отверстиями для крепления насоса к приборной доске. Цилиндр насоса закрывается конической крышкой *5* с отверстием для прохода штока насоса *6*.



Фиг. 52. Приемник гидростатического бензиномера.

Фиг. 53. Насос гидростатического бензиномера.

Шток имеет головку *7* для оттягивания поршня в крайнее положение.

Поршень насоса имеет кожаную манжету *8*, пропитанную маслом. Манжета служит для получения герметичности между поршнем и стенкой цилиндра. На шток поршня надета сильная пружина *9*, упирающаяся одним концом в упорную шайбу *10*, а другим — в коническую крышку насоса. Эта пружина служит для возвращения поршня насоса в нормальное положение после оттягивания.

В центральной части поршня помещен конический клапан штока *11*. Если тянуть за ручку насоса, то конический клапан открывает отверстие, посредством которого пространство над поршнем сообщается с пространством под поршнем насоса. Но как только головка отпущена, пружина прижимает конус клапана, клапан закрывается, и насос в своем движении нагнетает воздух в систему бензиномера.

В нижней части насоса имеется коническое отверстие, закрываемое коническим клапаном-демпфером.

Клапан-демпфер состоит из конуса *12*, внутри которого помещен *капилляр* — стеклянная трубка *13* с очень малым внутренним диаметром. Клапан имеет специальную пружину *14*, прижимающую поверхность клапана-демпфера к коническому отверстию задней части насоса.

Клапан и коническое отверстие хорошо притерты, и поэтому воздух, подаваемый насосом, может проходить только через капилляр. Благодаря малому отверстию капилляра воздух проходит в систему бензиномера медленно.

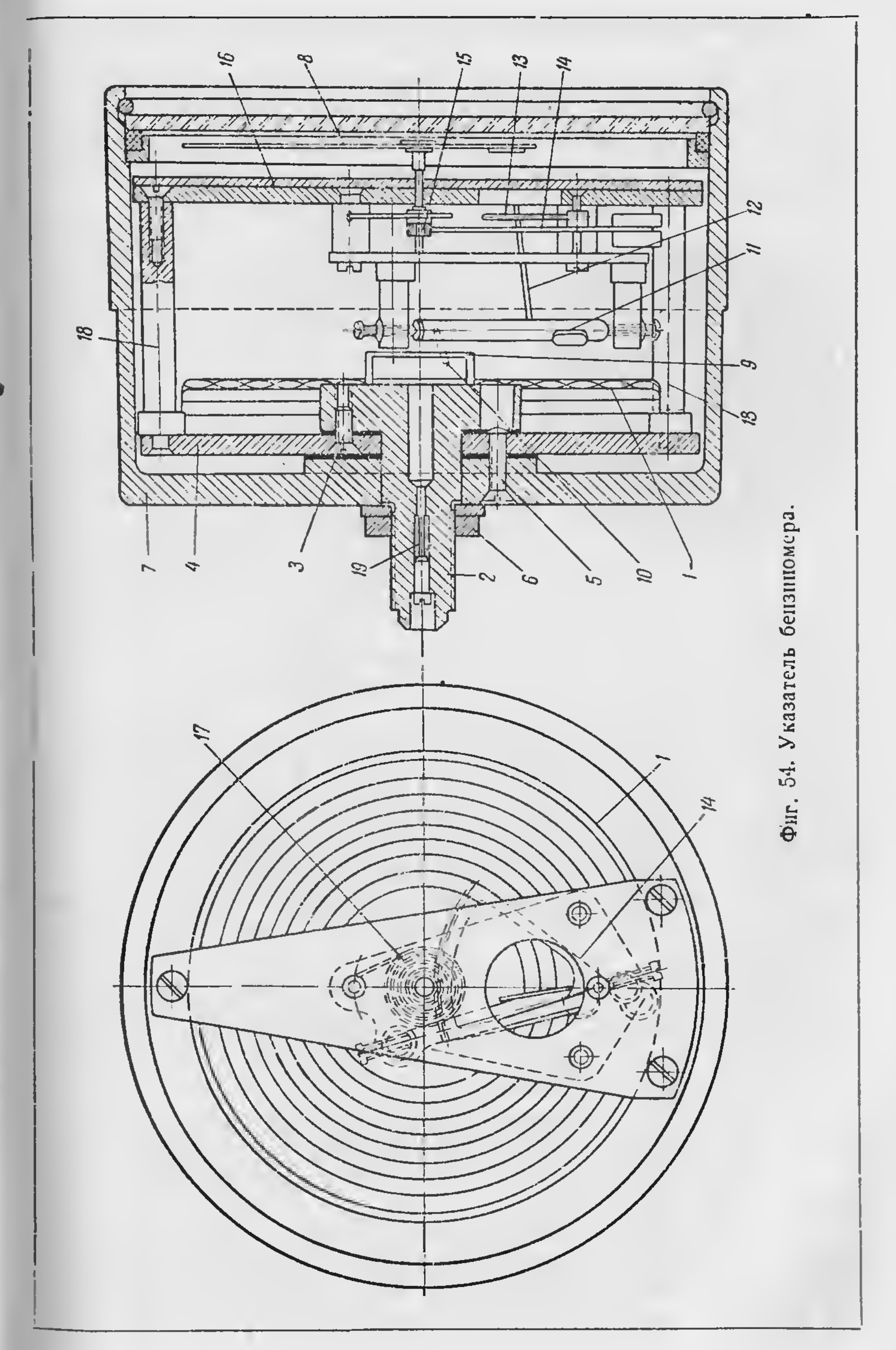
При оттягивании головки насоса конус штока приподнимается.

Воздух, находящийся в обойме насоса над поршнем, переходит через конический клапан в образовавшуюся полость под поршнем. Клапан-демпфер под действием своей пружины закрывает пробкой *15* отверстие в корпусе конуса, благодаря чему воздух из системы и пары бензина из датчика бензиномера не могут попасть в полость насоса.

При обратном ходе поршня конический клапан в поршне закрывается, и воздух из полости насоса проходит через капилляр в систему бензиномера (в датчик и в указатель).

В конце хода поршня гайка штока *16* ударяет по выступающей головке клапана-демпфера. Так как пружина штока сильнее пружины клапана-демпфера, то коническое отверстие в корпусе конуса открывается, а отверстие, соединенное с датчиком бензиномера, закрывается пробкой *15*. Для того чтобы клапан-демпфер выталкивался более четко, внутренний диаметр корпуса насоса в конце несколько увеличен. В момент удара слышен характерный щелчок.

После того как клапан-демпфер вытолкнут, герметичность системы бензиномера нарушается, давление в системе падает, и стрелка указателя возвращается на нуль.



Фиг. 54. Указатель бензиномера.

Указатель (фиг. 54) состоит из двух камер — динамической и статической.

Коробка Види *1* имеет два жестких центра, одним из которых она прикреплена к динамическому штуцеру *2*. Динамический штуцер вместе с сидящей на нем коробкой тремя винтами *3* крепят к пластине *4* поводкового механизма, которая в свою очередь прикреплена тремя винтами *5* и гайкой *6* к корпусу прибора *7*.



Фиг. 55. Шкала бензиномера.

Ход подвижного жесткого центра передается стрелке *8* через передающий механизм. Ушко *9* передающего механизма, припаянное к жесткому подвижному центру коробки, передает движение центра посредством горизонтального поводка *10* на валик *11*, который, поворачивая вертикальный поводок *12*, передает движение на сектор через вспомогательный рычаг *13*, жестко связанный с осью сектора *14*.

Сектор сцеплен с трибкой *15*, на оси которой укреплена стрелка, перемещающаяся по шкале *16*, разградуированной в килограммах горючего. На оси стрелки имеется волосок *17*, служащий для уничтожения люфтов в механизме. Весь механизм прибора помещен между двумя пластинками, скрепленными на стойках *18*.

Корпус прибора, являющийся статической камерой указателя, представляет собой бакелитовый цилиндр с двумя выведенными наружу штуцерами. Динамический штуцер с отметкой «ДН» сообщается с внутренней полостью коробки Види и служит для присоединения трубопровода. В этот штуцер вставлен капилляр *19*, являющийся демпфером, не допускающим в коробке Види резких изменений давления. Статический штуцер с пометкой «СТ» предназначен для присоединения трубопровода, выводимого вместе с трубопроводом из бака.

В зависимости от требований заказчиков указатели изготовляют со шкалами, оттарированными в килограммах, в килограммах на квадратный сантиметр и в литрах. Прибор имеет черную шкалу с белыми делениями. Деления и конец стрелки покрыты светящейся массой (фиг. 55).

Кран-переключатель позволяет использовать один указатель для измерения количества бензина в двух баках.

Это возможно лишь в том случае, если баки одинаковы по форме и по объему.

Кран-переключатель должен обеспечивать полную герметичность системы и не должен перекрывать двух баков одновременно, так как в этом случае весь воздух, подаваемый насосом в систему бензиномера, пойдет в коробку Види, перегрузит ее и выведет из

строя. Наоборот, если оба датчика будут открыты одновременно, показания указателя будут неверны.

Указатель гидростатического бензиномера весит около 360 *г*.

Насос весит 220 *г*, кран-переключатель — 100 *г*.

Вес датчика при длине от 400 до 2500 *мм* колеблется от 300 до 750 *г*.

Проверяют бензиномер, контролируя заливку горючего в бензиновые баки самолета, поставленного в линию полета. В пустой бак заливают горючее порциями по 10—20 *л*.

Монтаж прибора на самолете. Перед установкой бензиномера на самолет следует убедиться по надписи на шкале указателя и на головке датчика в том, что прибор предназначен для баков данного типа самолета.

Датчик вставляют в горловину бака и фланец головки плотно притягивают к гнезду специальной гайкой. Для герметичности под фланец кладут кожаную 2-миллиметровую прокладку.

Штуцер насоса, имеющий обозначение «И», соединяется трубопроводом с измерителем, а имеющий букву «П» — с приемником.

Насос рекомендуется монтировать как можно ближе к указателю (под ним), имея в виду, что поршень насоса выдвигается примерно на 75 *мм*.

Прибор крепится к приборной доске при помощи стандартного кольца.

Наиболее частые ошибки при монтаже бензиномера следующие:

1) спутаны штуцеры насоса,

2) не завинчена коническая крышка насоса.

Если после окончания работы насоса (щелчка) стрелка указателя не возвращается к нулю, то трубопроводы, идущие к штуцерам насоса, перепутаны.

Если коническая крышка насоса не завинчена, то шток насоса не доходит до крайнего переднего положения, и клапан-демпфер остается не вытолкнутым. В этом случае нет щелчка в насосе, и стрелка указателя также не возвращается к нулю.

Из-за подобных ошибок монтажа бензин проникает в насос прибора.

Точность бензиномера при комнатной температуре колеблется от 2 до 5% в зависимости от длины трубопровода, конфигурации баков, удельного веса горючего и от количества горючего в баках.

13. УКАЗАТЕЛЬ СКОРОСТИ

Назначение. Указатель скорости (фиг. 56) измеряет скорость движения самолета относительно воздуха. Эта скорость называется *воздушной скоростью*.

Указателем скорости пользуются летчик для пилотирования самолета и штурман — для аэронавигационных целей.

Самолет держится в воздухе, если его воздушная скорость не ниже некоторой *критической скорости*. Эта скорость у земли равна для различных самолетов от 60 до 150 *км/час*.

При полете со скоростью ниже критической самолет теряет устойчивость и переходит в штопор.



Фиг. 56. Указатель скорости.

Указатель скорости своевременно предупреждает летчика о потере самолетом скорости.

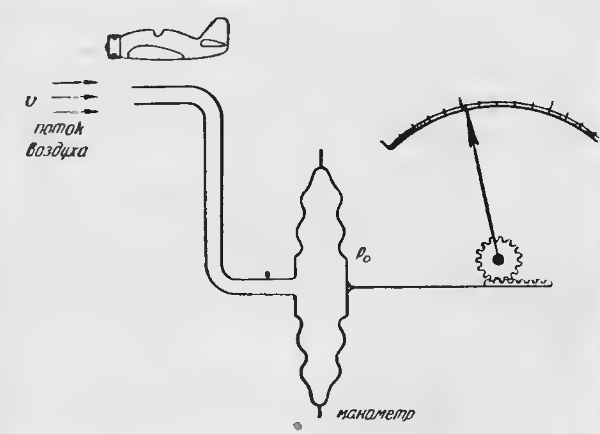
Критическая скорость полета зависит от плотности воздуха. С увеличением высоты полета плотность воздуха уменьшается, а критическая скорость увеличивается. Однако указатель скорости обладает тем свойством, что его показания также зависят от плотности воздуха, и при критической скорости полета на любой высоте прибор показывает одну и ту же скорость, равную критической скорости полета у земли. Это облегчает летчику управление самолетом, так как ему достаточно знать, какая минимальная скорость полета допустима у земли, и следить, чтобы указатель скорости на любой высоте показывал не меньшую скорость.

На практике скорость полета приближается к критической только при посадке. В аэронавигации различают следующие скорости полета:

крейсерскую скорость, при которой самолет пролетает наибольшее расстояние с данным запасом горючего;

экономическую скорость, при которой самолет держится в воздухе наибольшее количество времени с данным запасом горючего;

максимальную скорость, при которой самолет пролетает назначенное расстояние в кратчайший срок.



Фиг. 57. Принципиальная схема указателя скорости.

Нужный режим полета устанавливается по указателю скорости.

Штурман, пользуясь показаниями указателя скорости, вычисляет *путевую скорость* самолета, т. е. его скорость относительно земли.

Движение самолета относительно земли складывается из движения его относительно воздуха (истинная воздушная скорость) и движения его вместе с воздухом относительно земли (скорость ветра).

Указатель скорости указывает истинную воздушную скорость только в определенных условиях полета: при давлении воздуха 760 *мм* рт. ст. и температуре 15°. Для определения истинной воздушной скорости в других условиях полета штурман вводит поправку к показаниям прибора на давление и температуру воздуха.

Принцип действия. В основу работы указателя скорости положен метод измерения давления, создаваемого встречным потоком воздуха в трубке, расположенной в этом потоке.

Трубка располагается параллельно оси самолета открытым концом навстречу потоку воздуха (фиг. 57). Другой конец трубки соединен с металлическим манометром, измеряющим относительное давление внутри трубки.

По законам аэродинамики давление в трубке равно сумме статического давления и скоростного напора.

Статическим давлением называется давление газа, находящегося в покое. Атмосферное давление воздуха является статическим давлением.

Скоростным напором, или *динамическим давлением,* называется произведение

$$\rho \frac{V^2}{2},$$

где ρ — плотность воздуха;

V — скорость движения потока относительно трубки.

Таким образом абсолютное давление внутри трубки равно:

$$p = p_0 + \rho \frac{V^2}{2},$$

где p_0 — статическое давление воздуха.

Давление, создаваемое в трубке, передается во внутреннюю полость коробки Види. Если внешнее давление на коробку Види равно атмосферному давлению, т. е. p_0, то давление, которое укажет манометр, равно скоростному напору, так как

$$p - p_0 = \rho \frac{V^2}{2}.$$

Благодаря этому можно протарировать шкалу манометра в зависимости от скорости воздушного потока, равной скорости движения самолета относительно воздуха. Эта тарировка будет верна только при постоянной плотности воздуха ρ. Приборы тарируют при плотности воздуха, соответствующей давлению 760 *мм* рт. ст. и температуре 15°. Такие условия называются нормальными.

При изменении давления и температуры плотность воздуха изменяется, и для определения воздушной скорости нужно вводить поправку к показаниям указателя скорости.

Зависимость плотности воздуха от давления и температуры выражается следующей формулой:

$$\rho = \rho_0 \frac{p}{760} \cdot \frac{288}{273 + t},$$

где ρ_0 — плотность воздуха при нормальных условиях, равная 0,125 *кг сек²/м⁴*;
p — статическое давление воздуха, *мм* рт. ст.;
t — температура воздуха, °С.

Для введения поправок к показаниям указателя скорости штурман определяет по термометру температуру воздуха и по высотомеру — давление. Вычисление производится при помощи навигационной линейки.

При больших скоростях полета (свыше 400 *км/час*) измеряемая разность давлений перестает быть пропорциональной произведению ρV^2, потому что формула

$$p - p_0 = \rho \frac{V^2}{2}$$

была выведена на основании закона Бернулли в предположении, что воздух подчиняется закону Бойля-Мариотта.

Закон Бойля-Мариотта справедлив при постоянной температуре (при так называемых изотермических условиях). При больших же скоростях полета (практически свыше 400 *км/час*) частицы воздуха не успевают отдавать тепло, получающееся при их сжатии, и температура воздуха не остается постоянной.

Поэтому в настоящее время расчет давления для тарировки указателя скорости производится по следующей формуле, учитывающей условие теплообмена при сжатии воздуха:

$$p - p_0 = p_0 \left[\left(1 + \frac{(K-1)\rho V^2}{2Kp_0}\right)^{\frac{K}{K-1}} - 1 \right],$$

где $p - p_0$ — разность давлений в манометре;
p_0 — статическое давление;
$K = \frac{c_p}{c_v} = 1{,}4$ — отношение теплоемкостей воздуха при постоянном давлении и постоянном объеме;
ρ — плотность воздуха;
V — воздушная скорость.

При нормальных условиях
$p_0 = 10332{,}6$ *кг/м²* (соответствует 760 *мм* рт. ст.),
$\rho = 0{,}125$ *кг сек²/м⁴*.

При этих значениях формула для тарировки принимает вид:

$$p - p_0 = 10332{,}6\,[(1 + 0{,}0000017\,V^2)^{3,5} - 1].$$

По этой формуле подсчитана аэродинамическая таблица для скоростей до 1000 *км/час* (приложение 1).

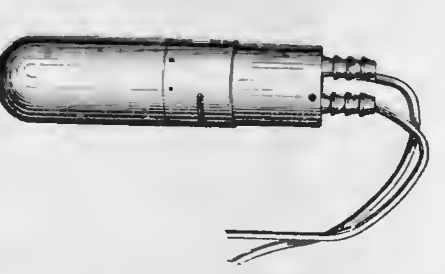
Трубка Пито. Трубка Пито (фиг. 58) является приемником указателя скорости. Помещается она во встречном потоке воздуха и воспринимает статическое и динамическое давление последнего.

В отличие от трубки, изображенной на принципиальной схеме указателя скорости (фиг. 57), трубка Пито имеет дополнительное

устройство для передачи статического давления воздуха в измерительный манометр.

Необходимость такого устройства вытекает из следующего.

Если корпус прибора, в котором помещена коробка Види, оставить открытым, то давление снаружи на коробку не будет равно статическому давлению воздуха, так как струи воздуха, обтекая фюзеляж с большой скоростью, имеют пониженное давление и создают через щели разрежение в кабине самолета. В некоторых кабинах может быть, наоборот, избыток давления, например, если кабина помещена в носовой части самолета и имеет спереди щели.



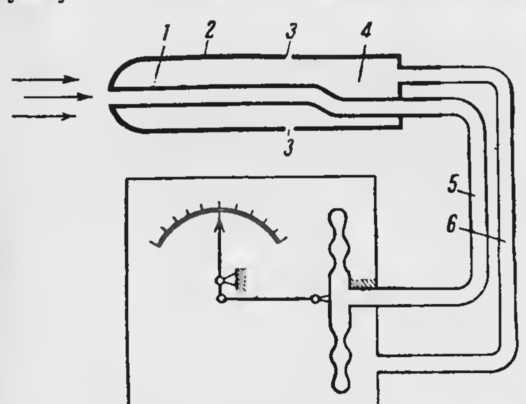
Фиг. 58. Трубка Пито.

Так как коробка Види измеряет разность давлений внутри и вне ее, то в первом случае прибор покажет бóльшую скорость, чем в действительности, а в другом случае — меньшую. Поэтому коробку Види помещают в герметичный корпус, куда передается статическое давление, воспринимаемое трубкой Пито.

Это давление используют не только в указателях скорости, но и в высотомерах, вариометрах, а иногда и в манометрах бензина.

Принципиальная схема трубки Пито изображена на фиг. 59.

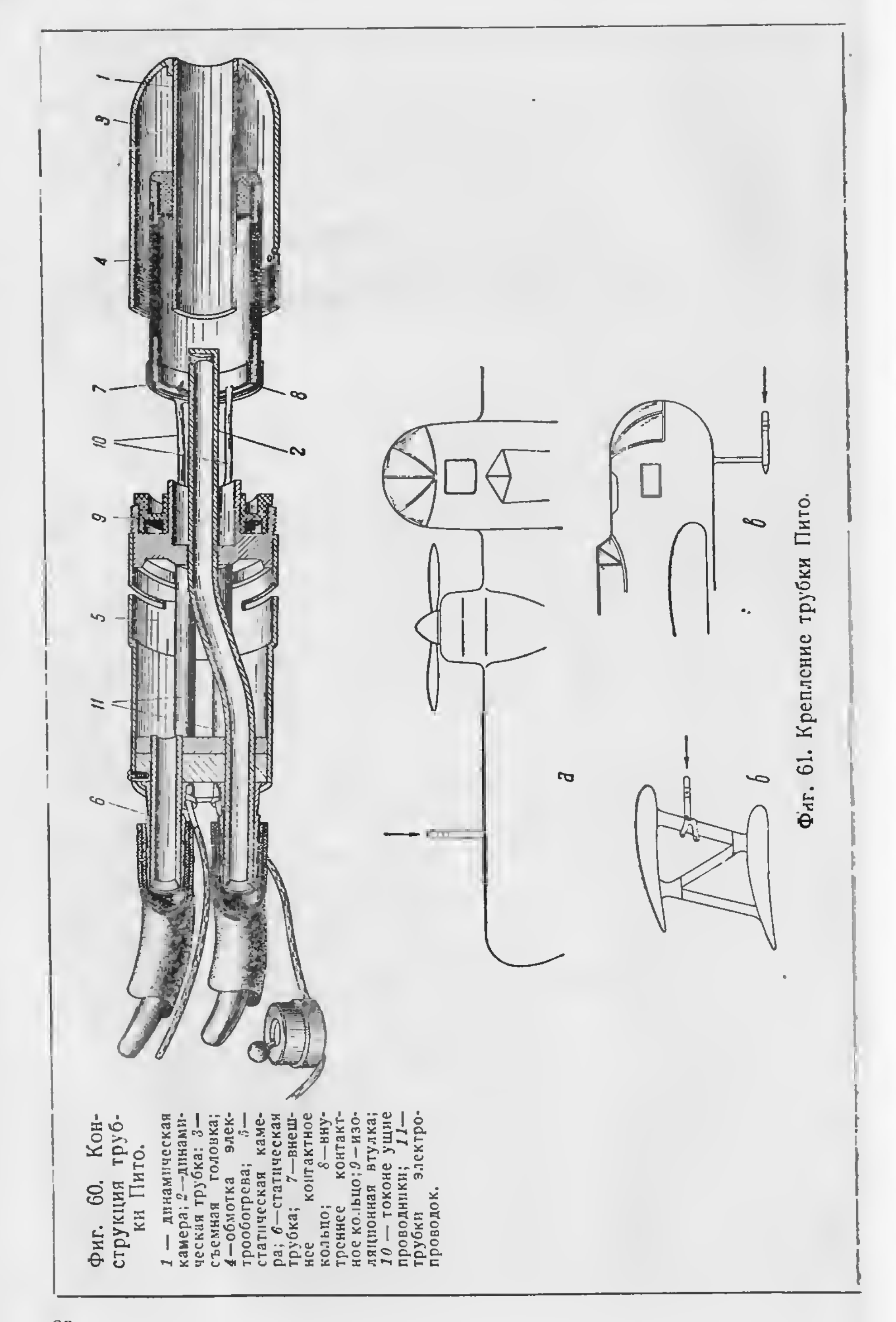
Трубка Пито имеет динамическую трубку *1*, воспринимающую сумму статического и динамического давлений. Сумма этих давлений передается по динамическому трубопроводу *5* в полость коробки Види.



Фиг. 59. Принципиальная схема включения трубки Пито.

Для получения статического давления трубка *1* окружена чехлом *2*, имеющим по окружности прорези *3*, посредством которых сообщается камера *4* с внешней атмосферой. Так как прорези перпендикулярны к направлению движения потока, то последний не оказывает на них динамического давления и, следовательно, в камере *4* будет только статическое давление. Это давление передается по статическому трубопроводу *6* в герметичный корпус указателя скорости.

Конструкция трубки Пито представлена на фиг. 60.



Фиг. 60. Конструкция трубки Пито.

1 — динамическая камера; 2 — динамическая трубка; 3 — съемная головка; 4 — обмотка электрообогрева; 5 — статическая камера; 6 — статическая трубка; 7 — внешнее контактное кольцо; 8 — внутреннее контактное кольцо; 9 — изоляционная втулка; 10 — токонесущие проводники; 11 — трубки электропроводок.

Фиг. 61. Крепление трубки Пито.

Для борьбы с обледенением трубка Пито снабжена электрообогревателем мощностью около 40 *вт*. Электрообогреватель работает от бортовой электросети и включается по усмотрению летчика.

При перегорании элемент обогрева может быть заменен.

Вес трубки Пито 250 *г*.

Во избежание появления погрешностей в показаниях указателя скорости трубка Пито должна быть укреплена параллельно продольной оси самолета в удалении от струи винта и частей самолета, искажающих поток воздуха.

На некоторых самолетах трубка Пито монтируется в дуралюминовой трубе, консольно укрепленной в носке крыла (фиг. 61, *а*). Расстояние трубки Пито от оси мотора 3,5—4 *м*. Вынос трубки Пито перед носком крыла составляет 0,3—0,4 хорды крыла в данном сечении.

Наружный диаметр дуралюминовой трубы обычно больше диаметра трубки Пито. Наличие выступающей кромки увеличивает давление в статической камере. Поэтому трубку Пито крепят в трубе при помощи переходной горловины.

На бипланах и полуторапланах трубку Пито крепят к стойке крыла при помощи трубы, сваренной с хомутом (фиг. 61, *б*). Расстояние от стойки до статических щелей должно быть 250—300 *мм*. Труба устанавливается примерно на треть высоты стойки от верхней плоскости.

На некоторых монопланах трубку Пито крепят под фюзеляжем на штанге, вынесенной вниз под кабиной пилота на 0,5—1 *м* (фиг. 61, *в*). Расстояние от штанги до статических щелей должно быть 250—300 *мм*.

При стоянке на земле трубку Пито закрывают чехлом, предохраняющим ее от засорения. Чехол имеет вымпел (флажок), предупреждающий экипаж о необходимости снять чехол перед вылетом.

Типы и конструкция указателей скорости. Изготовляются указатели скорости следующих типов:

1) однострелочные указатели скорости с диапазоном показаний от 25 до 200 *км/час* (УС-200), от 60 до 450 *км/час* (УС-450) и от 80 до 600 *км/час* (УС-600);

2) двухстрелочные указатели скорости с диапазоном показаний от 80 до 600 *км/час* и от 100 до 750 *км/час*;

3) однострелочные указатели скорости с затухающей шкалой, с диапазоном показаний от 80 до 800 *км/час*, 900 и 1000 *км/час*.

Конструкция УС-200, УС-450 и УС-600. Указатели скорости на 200, 450 и 600 *км/час* имеют однотипный механизм (фиг. 62).

Передаточный механизм от коробки Види к стрелке состоит из двух ступеней поводковых передач и сектора с трибкой.

Прибор работает следующим образом. Под действием разности давлений коробка Види *1* прогибается и перемещает припаянное к ней ушко *2*. Движение ушка через поводок *3* передается валику *4*. Валик, поворачиваясь, вращает сектор *5* через поводки *6* и *7*. Сек-

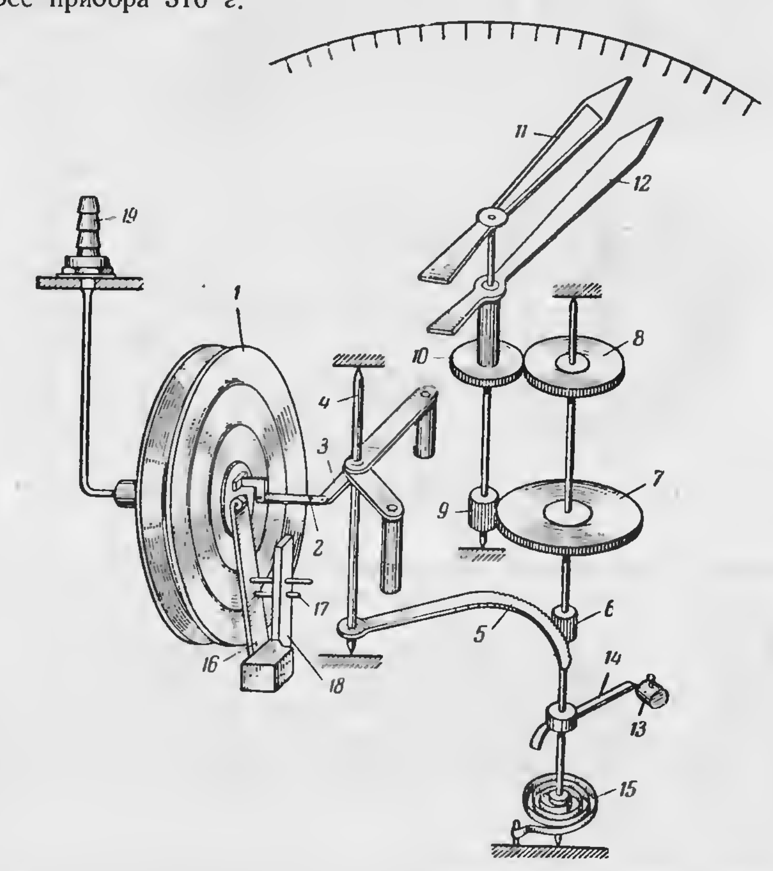
Фиг. 62. Конструкция указателя скорости.

тор вращает трибку *8* и стрелку *9*, по которой производится отсчет скорости. Люфты выбираются волоском *10*.

Корпус прибора герметичен.

Прибор сообщается с трубкой Пито посредством двух выводных штуцеров, присоединяемых к статическому и динамическому трубопроводам.

Вес прибора 510 *г*.



Фиг. 63. Кинематическая схема двухстрелочного указателя скорости.

Конструкция двухстрелочного указателя скорости. Прибор имеет две стрелки — контурную и сплошную. Первая делает один оборот при увеличении скорости на 100 *км/час* и дает отсчет в десятках километров. Вторая стрелка делает 0,1 оборота при увеличении скорости на 100 *км/час* и дает отсчет в сотнях километров.

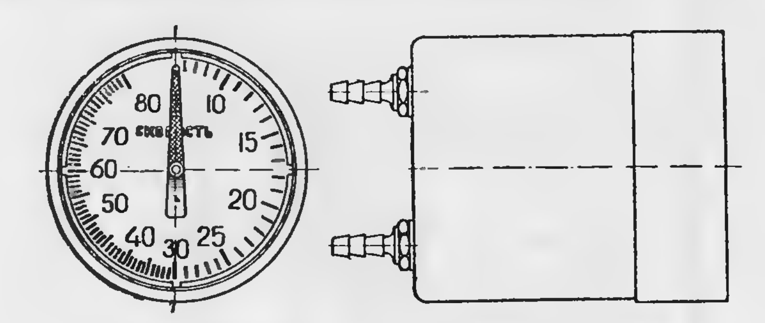
Кинематическая схема прибора представлена на фиг. 63.

Прибор снабжают двойной коробкой Види с сообщающимися полостями. Механизм прибора состоит из шарнирной передачи, сектора с трибкой и перебора из зубчатых колес.

Под действием разности давлений коробка Види *1* поворачивает валик *4* посредством тяги *2* и кривошипа *3*. Вместе с валиком *4* поворачивается зубчатый сектор *5*, сцепляющийся с трибкой *6*.

Трибка насажена на одной оси с перебором и волоском *15*, выбирающим люфты. Передаточное число от шестерни *7* к шестерне *9* равно 10 : 1. Передача от шестерни *8* к шестерне *10* равна 1 : 1. Поэтому стрелка *11*, связанная с шестерней *9*, вращается в десять раз быстрее, чем стрелка *12*, связанная с шестерней *10*.

Для приведения стрелок в нулевое положение имеется неподвижный магнит *13*, притягивающий к себе железный стерженек *14*.



Фиг. 64. Указатель скорости с затухающей шкалой.

Стерженек отрывается от магнита при скорости самолета 40—60 *км/час*, после чего прибор реагирует на все изменения скорости.

Для получения равномерной шкалы служит плоская пружина *16*, упирающаяся роликом в центр коробки Види. Действие пружины регулируется винтами *17*, ввинчиваемыми в стойку *18*. Корпус прибора герметичен и снабжен двумя штуцерами. Один штуцер соединяет корпус со статической проводкой трубки Пито. Штуцер *19* соединяет коробки Види с динамической проводкой трубки Пито.

Вес прибора 580 *г*.

Указатель скорости с затухающей шкалой (фиг. 64). Первая половина шкалы прибора имеет небольшую цену делений, что значительно повышает точность отсчета при посадочных скоростях. Вторая половина шкалы имеет большую цену делений, благодаря чему прибор работает в большом диапазоне скоростей.

Коробка Види этого прибора состоит из трех мембран.

Передаточный механизм связан с внутренней, чувствительной, мембраной. Начиная с некоторой скорости, внутренняя мембрана ложится на внешнюю, жесткую, мембрану и прогибается уже вместе с ней, благодаря чему достигается «затухание» шкалы.

Механизм прибора состоит из шарнирной передачи, сектора с трибкой и волоска, выбирающего люфт.

Прибор снабжен биметаллической компенсацией второго рода, компенсирующей изменение упругости мембран с изменением температуры.

Для получения нужного характера шкалы внутренней мембране дается начальный натяг при помощи специального упора.

Корпус прибора герметичен. Прибор соединяется с трубкой Пито посредством двух штуцеров.

Вес прибора 650 *г*.

Монтаж на самолете. Указатель скорости крепится на приборных досках летчика и штурмана при помощи стандартного крепежного кольца диаметром 80 *мм*.

Трубопроводы от трубки Пито присоединяются к штуцерам указателя дюритовым шлангом длиной 200—300 *мм*.

Длина проводки практически не влияет на запаздывание показаний прибора. От одной трубки Пито может работать несколько указателей, так как расход воздуха в приборах равен нулю.

При негерметичности в соединениях, особенно при негерметичности в динамической проводке, в последней возникает поток воздуха, создающий перепад давлений в трубопроводе. В результате указатель скорости будет воспринимать неполное давление, и в показаниях прибора возникнут ошибки.

Герметичность прибора проверяют до постановки его на самолет в соответствии с существующими техническими условиями на приборы. Герметичность проводки проверяют в процессе прокладки трубопровода, а также по окончании монтажа всех приборов, связанных с трубкой Пито [1].

Проверка указателя скорости на самолете. Для точного расчета путевой скорости штурман имеет график инструментальных поправок указателя скорости. Эти поправки определяются при лабораторной проверке указателя скорости до постановки его на самолет.

График имеет вид, изображенный на фиг. 65, *а* или *б*.

При пользовании первым графиком берут по графику поправку, соответствующую данной скорости, и прибавляют ее к показанию прибора.

При пользовании вторым графиком определяют исправленное показание непосредственно по графику против соответствующего показания прибора.

Инструментальные поправки прибора учитывают те ошибки, которые обусловлены качеством изготовления прибора и качеством материалов, из которых сделаны детали прибора.

Вследствие старения материалов с течением времени инструментальные поправки меняются, и поэтому указатели скорости требуют периодической проверки и составления новых графиков поправок. Такую проверку обычно производят непосредственно на самолете. При этом проверяют одновременно все указатели скорости, при-

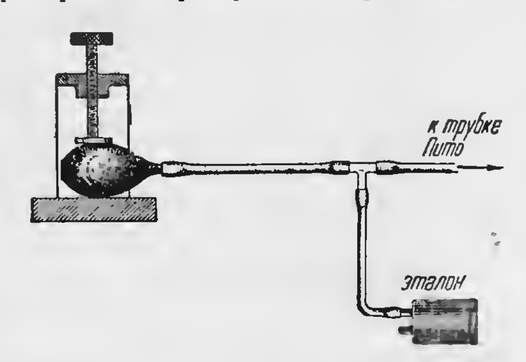
[1] Кроме указателей скорости в статическую магистраль трубки Пито включаются высотомеры, вариометры, а на некоторых типах моторов и манометры бензина.

Фиг. 65. График и шкала инструментальных поправок указателя скорости.

ключенные к одной трубке Пито. Сущность проверки сводится к сличению показаний указателя скорости с эталонным прибором.

В качестве эталонного прибора можно использовать жидкостный манометр — водяной, спиртовой или ртутный, оттарированный по аэродинамической таблице (приложение 1).

Однако применять жидкостные манометры в полевых условиях неудобно, кроме того, водяным манометром нельзя пользоваться зимой. Поэтому жидкостные манометры применяют, когда требуется высокая точность проверки. Обычно в качестве эталонного прибора берут указатель скорости, тщательно выверенный в лаборатории по жидкостному манометру и снабженный графиком поправок. Проверяют эталонный прибор в лаборатории непосредственно перед проверкой приборов на самолете. Следует отметить, что инструментальные поправки указателя скорости не могут быть точно учтены, так как проверка производится при одной температуре, полет же совершается при различных температурах.



Фиг. 66. Приспособление для проверки указателей скорости на самолете.

Для проверки пользуются приспособлением, состоящим из резиновой груши с нажимным винтом и тройника (фиг. 66). Один конец тройника соединяется с грушей, другой с динамическим отверстием трубки Пито, третий — с эталонным прибором. При помощи нажимного винта создают давления, соответствующие различной скорости (соответственно диапазону указателей скорости, установленных на самолете).

Через каждые 10—20 *км/час* записывают показания эталона и показания всех указателей скорости на самолете.

Давление, соответствующее максимальной скорости, выдерживают в течение 15 мин., а затем его уменьшают и поверяют показания на тех же точках. Если эталоном является жидкостный манометр, то поправка равна разности показаний эталона и проверяемого прибора. Если же эталоном служит указатель скорости, то поправка равна разности показаний эталона и проверяемого прибора плюс поправка эталона на данной скорости.

Для каждой точки выводят среднюю поправку, равную полусумме поправок при увеличении и уменьшении давления. По средним поправкам составляют график поправок указателя скорости.

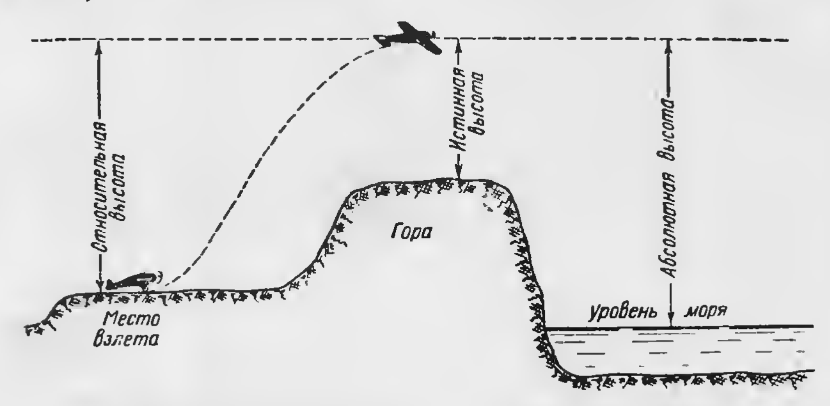
Указатель скорости, установленный на самолете, может давать неверные показания не только по причине своих инструментальных ошибок, но и вследствие искажений, вносимых трубкой Пито. Для контроля правильности установки трубки Пито проверяют указатели скорости в воздухе методом мерного километража.

Сущность этого метода сводится к сравнению показаний указателей скорости с величиной воздушной скорости, которую вычисляют замеряя время прохождения заранее намеченных мерных участков.

14. ВЫСОТОМЕР

Назначение. Высотомер необходим летчику для пилотирования самолета и штурману для производства аэронавигационных и других расчетов.

В зависимости от уровня отсчета различают следующие высоты (фиг. 67).



Фиг. 67. Высота относительная, истинная и абсолютная

Истинная высота — это высота самолета над пролетаемой местностью. При горизонтальном полете истинная высота изменяется с изменением рельефа местности.

Абсолютная высота — это высота самолета над уровнем моря. Абсолютная высота не зависит от рельефа местности и при горизонтальном полете остается постоянной.

Относительная высота — это высота самолета над каким-либо условным местом, например местом взлета или посадки.

Для пилотирования самолета при слепом полете летчик должен знать истинную высоту полета. Истинную высоту нужно знать также при аэрофотосъемке и при бомбометании.

Принцип действия. Действие высотомера основано на методе измерения статического давления воздуха, окружающего самолет.

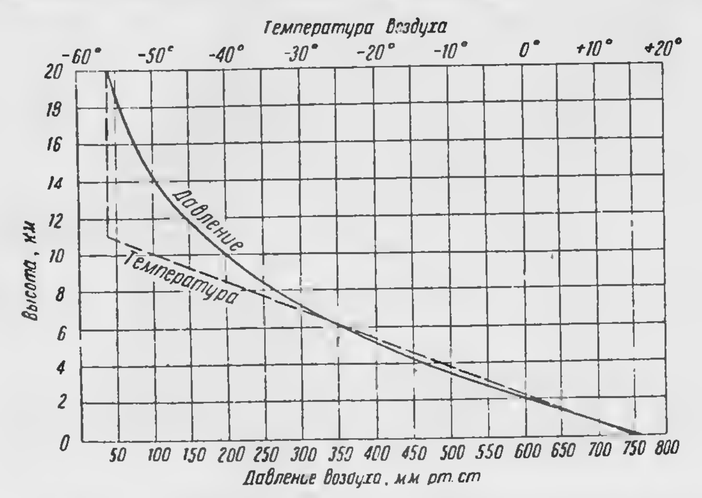
Давление воздуха на уровне моря равно в среднем 760 *мм* рт. ст. (на широте 45° и при температуре 0°).

С поднятием на высоту давление уменьшается по определенному закону.

До небольших высот давление уменьшается на 1 *мм* рт. ст. на каждые 10 *м*. На больших высотах давление уменьшается медленнее. На высоте 10 *км* давление уменьшается всего на 0,3 *мм* рт. ст. на каждые 10 *м*.

Диаграмма зависимости между высотой и давлением изображена на фиг. 68.

Высотомер представляет собой металлический барометр, упругим элементом которого является анероидная коробка. Коробка



Фиг. 68. График зависимости давления и температуры от высоты.

помещается в герметичном корпусе, сообщающемся со статической камерой трубки Пито (фиг. 26).

Внешнее давление воздуха на коробку уравновешивается упругостью мембран. Прогиб центра мембраны анероидной коробки имеет наибольшую величину у земли и уменьшается по мере подъема на высоту, т. е. по мере уменьшения внешнего давления. Ход центра мембраны передается на указывающую стрелку посредством передаточного механизма.



Фиг. 69. Однострелочный высотомер.

Фиг. 70. Двухстрелочный высотомер.

Существуют высотомеры однострелочные и двухстрелочные.

Однострелочные высотомеры (фиг. 69) имеют подвижную шкалу. Летчик перед вылетом ставит стрелку на нуль поворотом шкалы, после чего высотомер показывает относительную высоту над местом вылета. Для определения истинной высоты полета нужно знать высоту данной местности относительно места вылета самолета. При посадке на другой аэродром летчик должен учесть разность высот аэродромов.

Двухстрелочные высотомеры (фиг. 70) имеют переводные стрелки (как у часов). Одновременно с переводом стрелок передвигается дополнительная шкала, отградуированная по давлению в миллиметрах ртутного столба.

Наличие этой шкалы дает возможность определить относительную высоту над любым местом земли, атмосферное давление в котором нам известно.

Высотомер, как и указатель скорости, снабжается графиком инструментальных поправок.

Рассмотрим подробнее свойства земной атмосферы и вытекающие отсюда особенности в работе высотомера.

Зависимость давления воздуха от высоты, изображенная на фиг. 68, для высот до 11 *км* выражается следующей формулой:

$$p_H = p_0 \left(\frac{T_0 - \Delta t H}{T_0} \right)^{\frac{1}{R \Delta t}},$$

где p_H — давление на высоте H, *мм* рт. ст.;
p_0 — давление у земли, *мм* рт. ст.;
T_0 — абсолютная температура у земли;
H — высота, *м*;
Δt — вертикальный температурный градиент, т. е. величина, на которую уменьшается температура воздуха на 1 *м* высоты;
R — газовая постоянная, равная 29,27.

По этой формуле тарируется шкала высотомера (приложение 2). При этом давление p_0 на уровне моря принимается равным 760 *мм* рт. ст. при температуре 15° (T_0=273°+15°=288°), а температурный градиент берут равным 0,0065.

Если бы эти условия всегда оставались постоянными, то высотомер во всех случаях показывал бы абсолютную высоту полета.

Однако температура у земли и давление на уровне моря не остаются постоянными.

Температурный градиент также изменяется в зависимости от местности, времени года и высоты[1]. Поэтому при определении высоты по высотомеру вводят соответствующие поправки, называемые *методическими*.

Методические поправки вытекают из несовершенства метода, положенного в основу измерения при помощи данного прибора.

К числу методических поправок высотомера относятся следующие:
1) поправка на топографический рельеф;
2) поправка на барический рельеф;
3) поправка на изменение давления в месте вылета;
4) температурная поправка.

Рассмотрим происхождение этих поправок.

Перед вылетом стрелка высотомера устанавливается на нуль поворотом шкалы (в однострелочном высотомере) или переводным механизмом (в двухстрелочном высотомере). Если давление в месте вылета изменяться не будет, то высотомер укажет относительную высоту над местом вылета.

[1] Значение Δt =0,0065 *град/м* является среднегодовым для высот от 0 до 11 *км*. В аэронавигации различают средний летний температурный градиент, равный 0,008 *град/м*, и средний зимний, равный 0,004 *град/м*.

Поправка на топографический рельеф вводится для определения истинной высоты полета. Определяется она по разности высот данной местности и места вылета самолета.

При полете на большое расстояние может оказаться, что давление у земли на одном и том же уровне не одинаково в различных местностях. Для правильного определения высоты в этом случае нужно знать распределение давления по земной поверхности (так называемый барический рельеф). Метеорологические станции систематически составляют специальные карты погоды (синоптические карты), пользуясь которыми можно вводить *поправку на барический рельеф*. В однострелочном высотомере поправку вводят поворотом шкалы. Величину необходимого поворота вычисляют при помощи навигационной счетной линейки по давлению в нужном пункте земли.

В двухстрелочном высотомере эта поправка вводится непосредственно по шкале давлений, без дополнительных вычислений.

Если за время полета изменилось давление в месте вылета, то может быть введена поправка на изменение этого давления, если о нем получены сведения по радио. *Поправка на изменение давления в месте вылета* практически незначительна и обычно не учитывается.

Наконец, в показания высотомера вводят еще температурную поправку, учитывающую отличие температуры на земле от расчетной (15°), а температурного градиента от среднегодового (0,0065).

Температурная поправка может иметь значительную величину, так как температура у земли и температурный градиент изменяются в довольно широких пределах.

Для введения температурной поправки вычисляют среднюю температуру воздуха, равную среднему арифметическому из температуры у земли, записанной перед вылетом, и температуры на данной высоте, измеренной в полете:

$$t_{ср} = \frac{t_0 + t_H}{2},$$

где t_0 — температура у земли;
t_H — температура на высоте H.

Пользуясь величиной $t_{ср}$ вычисляют значение исправленной высоты по навигационной счетной линейке.

Для высот более 11 *км* закон распределения давления по высоте изменяется, вследствие того что температура воздуха остается почти постоянной, равной —56,5°. Для этих высот (более 11 *км*) зависимость между давлением и высотой выражается следующей формулой:

$$\lg p_H = \lg p_{11} - \frac{H - 11\,000}{2{,}30258 \cdot RT_{11}},$$

где p_H — давление на высоте H, *мм* рт. ст;
H — высота, *м*;
p_{11} — давление на высоте 11 000 *м*, *мм* рт. ст.;
T_{11} — абсолютная температура на высоте 11 000 *м*, равная $273 + t_{11} = 216{,}5°$;
R — газовая постоянная, равная 29,27.

По этой формуле тарируется высотомер для высот свыше 11 *км*.

Конструкция однострелочного высотомера (фиг. 71). Однострелочные высотомеры на 6, 8 и 12 *км* имеют конструкцию, однотипную с мановакуумметром (см. фиг. 49).

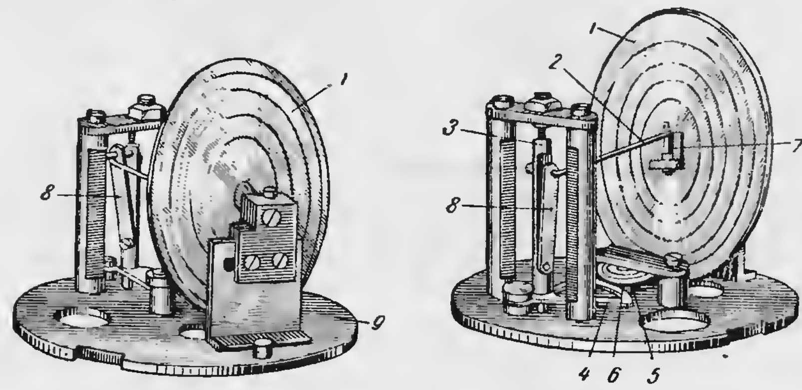
Передаточный механизм от анероидной коробки к стрелке состоит из шарнирной передачи и сектора с трибкой. Люфты выбираются волоском.

При уменьшении внешнего давления коробка Види *1* расширяется и поворачивает посредством тяги *2* валик *3* с сектором *4*.

Сектор вращает трибку *5*, на оси которой посажен волосок *6* и указывающая стрелка.

Для компенсации температурных ошибок механизм прибора снабжен температурной компенсацией первого и второго рода.

Для установки стрелки на нуль по начальному давлению в месте взлета шкала прибора имеет по окружности нарезанные зубцы, находящиеся в зацеплении с шестерней кремальеры. Ручка кремальеры находится спереди прибора, в его нижней части. Цена одного деления шкалы равна 100 *м*. Цифры на шкале соответствуют километрам высоты.



Фиг. 71. Конструкция однострелочного высотомера.

1—коробка Види; *2*—тяга; *3*—валик; *4*—сектор; *5*—трибка; *6*—волосок; *7* и *8*—биметалл; *9*—основание механизма.

Герметичный корпус прибора сообщается со статической проводкой трубки Пито.

Вес прибора 500 *г*.

Конструкция двухстрелочного высотомера (фиг. 72). Прибор имеет две стрелки — большую и малую. Первая делает один оборот за 1000 *м*, вторая — один оборот за 10 000 *м* высоты.

В качестве чувствительного элемента поставлена двойная анероидная коробка с изолированными внутренними полостями.

Механизм прибора состоит из шарнирной передачи, сектора с трибкой, пары цилиндрических шестерен и перебора из четырех цилиндрических шестерен.

При уменьшении внешнего давления анероидная коробка *1* расходится и поворачивает посредством тяги *3* валик *5* с сектором *6*. Сектор вращает трибку *7* с большой шестерней *8*, сцепленной с малой шестерней *9*. На оси малой шестерни *9* укреплена большая стрелка. Малая стрелка укреплена на полой оси *10*, связанной с осью большой стрелки через перебор с передаточным числом 1 : 10.

Механизм снабжен температурной компенсацией первого рода *2* и второго рода *4*.

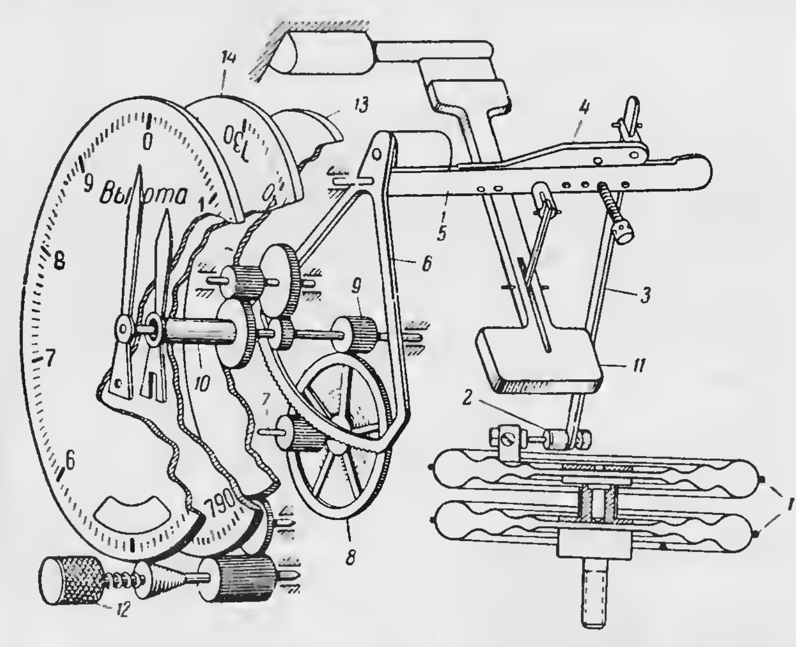
Для получения равномерной шкалы служит пружинный противовес *11*, компенсирующий своей упругостью неравномерность хода коробок по высоте.

Для перевода стрелок служит кремальера *12*, поворачивающая основание *13*, на котором смонтирован перебор. Одновременно поворачивается сцепленная с кремальерой шкала барометрического давления *14*.

Корпус прибора герметичен и сообщается со статической проводкой трубки Пито.

Вес прибора 600 *г*.

Монтаж на самолете. Высотомеры крепят на приборной доске летчика и штурмана в соответствии со схемой приборного оборудования данного самолета. Их включают в статическую проводку той же трубки Пито, что и указатели скорости.



Фиг. 72. Кинематическая схема двухстрелочного высотомера.

Высотомер крепят к доске при помощи стандартного крепежного кольца диаметром 80 *мм*.

Штуцер соединяют с трубопроводом посредством дюритового шланга длиной 200—300 *мм*. Способ крепления дюритового шланга к штуцеру зависит от типа последнего.

При негерметичности в соединениях могут возникнуть ошибки в показаниях высоты. Однако негерметичность в статической проводке влияет на показания высотомеров значительно меньше, чем на показания указателей скорости, так как чувствительность последних значительно больше чем у высотомеров.

Герметичность проводки проверяется в процессе прокладки, а также по окончании монтажа всех приборов, связанных с трубкой Пито.

15. ВАРИОМЕТР

Назначение. Вариометр указывает скорость изменения высоты полета, т. е. скорость подъема или снижения самолета.

Вариометром пользуется летчик при горизонтальном полете, при планировании, пикировании и наборе высоты.

При горизонтальном полете высота самолета должна оставаться постоянной. Но показания высотомера, в особенности однострелочного, заметно изменяются только при изменении высоты на несколько десятков метров. Вариометр, являясь весьма чувствительным прибором, реагирует на незначительную скорость изменения высоты и тем самым позволяет вести самолет горизонтально.

При планировании, пикировании и наборе высоты вариометр помогает быстро установить нужный режим полета и также быстро перейти к горизонтальному полету.

Эти качества вариометра делают его особенно ценным для слепого полета.

Фиг. 73. Принципиальная схема вариометра.

1—коробка Види; *2*—капилляр; *3*—сосуд.

Принцип действия. В основу работы вариометра положен метод измерения относительного давления внутри камеры, сообщающейся с атмосферой через капиллярную трубку (фиг. 73).

Если самолет летит горизонтально, то давление внутри камеры равно внешнему давлению воздуха. При этом коробка Види, соединенная с камерой, не испытывает никакой разности давлений, и указывающая стрелка стоит на нуле

При подъеме самолета внешнее давление воздуха уменьшается. Воздух из камеры начинает выходить через капилляр наружу. Капилляр имеет малое сечение, вследствие чего давление воздуха внутри камеры не успевает выравниваться с внешним давлением.

При подъеме самолета давление воздуха внутри камеры больше, чем внешнее давление, на величину, пропорциональную скорости подъема. Под действием этой разности давлений коробка Види расширяется и передвигает указывающую стрелку.

При прекращении подъема самолета внешнее давление перестает меняться, и давление внутри камеры выравнивается с внешним давлением, а стрелка возвращается на нуль.

Когда самолет снижается, то внешнее давление увеличивается, а внутреннее давление отстает от внешнего на величину, пропорциональную скорости снижения.

Под действием разности давлений коробка Види сжимается и передвигает стрелку в другую сторону от нуля.

Рассмотрим подробнее закон протекания воздуха через капилляр.

При постоянной скорости изменения высоты разность давления, которая действует на коробку Види, равна:

$$\Delta p = C\,\frac{128\,\mu l v}{a \pi d^4}\ \text{мм вод. ст.},$$

где C — скорость изменения высоты, *м/сек*;
μ — коэфициент вязкости воздуха, *кг сек/м²*;
l — длина капилляра, *м*;
v — замкнутый объем камеры, коробки и трубопровода, *м³*;
a — постоянный коэфициент, *м*;
d — диаметр капилляра, *м*.

Из этой формулы видно, что разность давлений пропорциональна скорости изменения высоты при постоянных коэфициентах μ и a.

Однако эти коэфициенты меняются с изменением температуры.

Поэтому вариометр тарируется для некоторых определенных условий полета, соответствующих высоте 3400—3700 *м*.

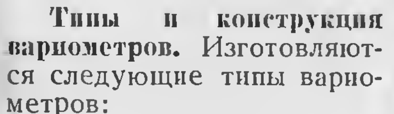
При полете на другой высоте появляются методические ошибки в показаниях прибора вследствие изменения коэфициента вязкости μ и коэфициента a.

На высотах свыше 3400—3700 *м* показания прибора меньше действительной скорости изменения высоты. При меньших высотах показания прибора больше действительной скорости изменения высоты. Эти ошибки не играют существенной роли для пилотирования самолета, так как они имеют заметную величину лишь прн больших скоростях подъема или снижения.

Важно, чтобы вариометр точно указывал нуль для выдерживания горизонтального полета. Это условие удовлетворяется, так как на нулевой точке вариометр методнческих ошибок не имеет.

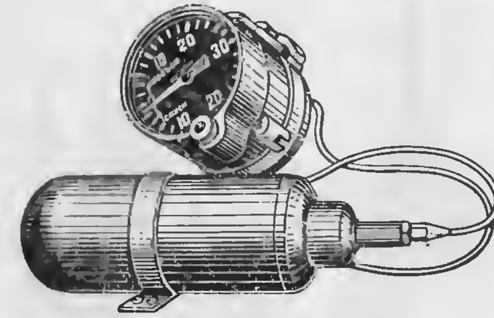
При изменениях вертикальной скорости самолета показания вариометра несколько запаздывают. Причина этого заключается в том, что при изменении режима полета требуется некоторое время, чтобы установилась разность давлений внутри и вие камеры. Это время не превышает нескольких секунд.

Для уменьшения запаздывания в конструкции вариометра стараются брать диаметр капилляра возможно больше, насколько позволяет чувствительность коробки Види.



Типы и конструкция вариометров. Изготовляются следующие типы вариометров:

1) вариометры с бачком с диапазоном показаний от 0 до 10 *м/сек* и от 0 до 30 *м/сек* (фиг. 74);



Фиг. 74. Вариометр с бачком.

2) вариометры без бачка с диапазоном показаний от 0 до 10 *м/сек* и от 0 до 30 *м/сек*.

Конструкция вариометра с бачком (фиг. 75). Прибор состоит из измерителя и бачка. Измеритель представляет собой диференциальный манометр с коробкой Види. Внутренняя полость коробки Види *1* сообщается посредством трубопровода *2* с герметичным сосудом Дюара *3*, заключенным в металлическом бачке *4*. Сосуд Дюара — это стеклянный резервуар с двойными амальгамированными стенками. Из пространства *5* между стенками откачан воздух. При таком устройстве сосуда его стенки плохо про-

Фиг. 75. Конструкция вариометра с бачком.

1—коробка Види; *2*—трубопровод; *3*—сосуд Дюара; *4*—кожух бачка; *5*—вакуум; *6*—капилляр; *7*—головка кремальеры; *8* и *9*—шестерни; *10*—юстировочный винт; *11*—пружинящая пластинка; *12*—предохранительный клапан; *13*—планка клапана; *14* и *15*—ограничители клапана; *16*—колпачок; *17*—цепь Галля; *18*—волосок; *19*—шкала; *20*—стекло.

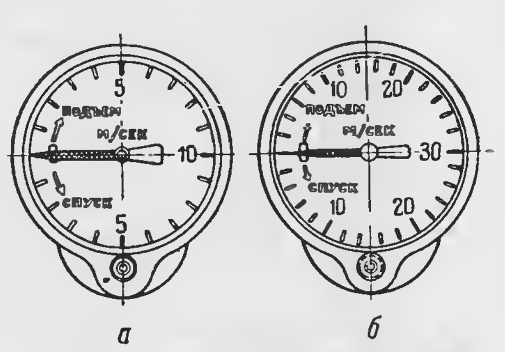
водят тепло. Благодаря этому изменение внешней температуры не вызывает резкого изменения давления в сосуде, что могло бы привести к ошибочным показаниям вариометра.

Корпус измерителя негерметичен и сообщается с внешней атмосферой.

Воздух, заключенный внутри резервуара и коробки Види, сообщается с внешней атмосферой через стеклянную капиллярную трубку *6*.

При изменении высоты полета давление в сосуде и коробке Види не успевает выравниваться через капилляр с внешним давлением и коробка Види прогибается в ту или в другую сторону.

Передаточный механизм указателя состоит из шарнирной и цепной передач.



Фиг. 76. Вариометр до 10 *м/сек* и 30 *м/сек*.

При горизонтальном полете стрелка должна находиться точно на нуле. Выверять положение стрелки надо на земле. Если почему-либо стрелка сместилась с нуля, то ее можно установить на нуль при помощи специального юстировочного винта. Для этого нужно отверткой поворачивать головку кремальеры *7*, скрепленной с шестерней *8*. Шестерня *8* вращает через шестерню *9* юстировочный винт *10* с конической головкой. При продольном движении этого винта его коническая головка отжимает пружинящую пластинку *11*, на которой укреплена коробка Види. Перемещение коробки Види передается на стрелку.

При крутом пикировании со скоростью, превышающей максимальные показания прибора, коробка Види испытывает перегрузку. Во избежание остаточной деформации коробки прибор снабжен предохранительным клапаном *12*, посредством которого полость коробки сообщается с внешней атмосферой.

Клапан состоит из сопла *12*, закрытого пружинящей планкой *13*. При предельном прогибе коробки Види в ту или в другую сторону специальные ограничители *14* и *15* отжимают планку *13* от сопла *12*, и давление внутри коробки быстро выравнивается с внешним давлением.

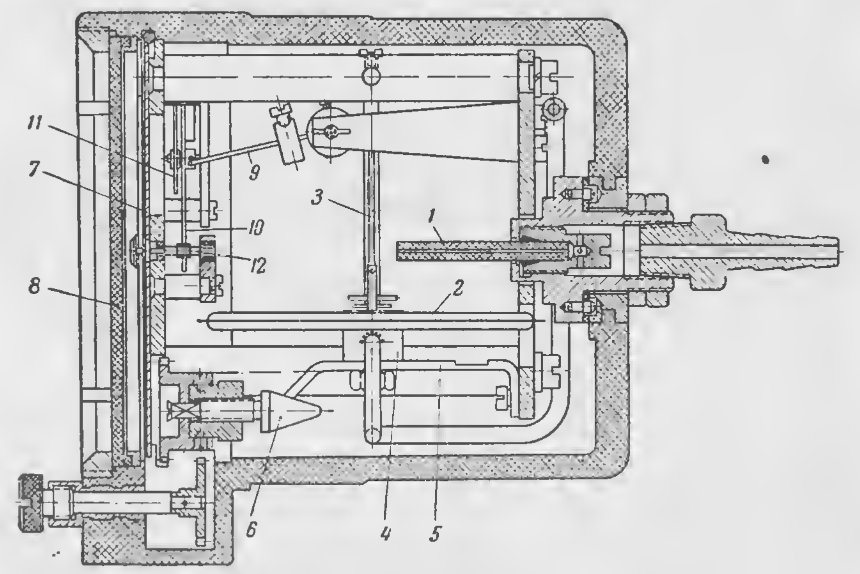
Шкала прибора отградуирована в метрах в секунду. Вариометр с диапазоном от 0 до 10 *м/сек* (фиг. 76, *а*) имеет деления через 1 *м/сек* и цифры через 5 *м/сек*. Вариометр до 30 *м/сек* (фиг. 76, *б*) имеет деления через 2 *м/сек* и цифры через 10 *м/сек*.

Механизмы вариометров до 10 *м/сек* и до 30 *м/сек* совершенно одинаковы и отличаются лишь размерами капилляров.

Вес прибора с бачком и трубопроводом 1200 *г*.

Конструкция вариометра без бачка (фиг. 77). Вариометр без бачка является усовершенствованной конструкцией вариометра. Отсутствие бачка облегчает монтаж и эксплоатацию прибора и повышает его надежность. Замкнутым объемом, сообщающимся с внешней атмосферой посредством капилляра, здесь является самый корпус прибора.

В отличие от вариометра с бачком внутренняя полость коробки Види здесь сообщается с наружной атмосферой, внешнее давление на коробку равно давлению внутри замкнутого корпуса прибора.



Фиг. 77. Конструкция вариометра без бачка.

1—капилляр; 2—коробка Види; 3—тяга; 4—нижний центр коробки; 5—пружинящая пластина; 6—регулировочный винт; 7—шкала; 8—стекло; 9—поводок; 10—сектор; 11—волосок; 12—трибка.

Поэтому при подъеме коробка вариометра сжимается, а при снижении расширяется.

Прибор имеет такие же шкалы для диапазонов от 0 до 10 *м/сек* и от 0 до 30 *м/сек,* как и вариометр с бачком.

Механизм прибора состоит из шарнирной передачи, поводковой передачи и сектора с трибкой.

Вариометр снабжен юстировочным винтом для установки стрелки на нуль. Для этой цели вывинчивают головку кремальеры и вытягивают ее доотказа. Затем вращают головку, пока стрелка не дойдет до нуля. После установки стрелки на нуль головку вдвигают и завинчивают доотказа.

Корпус прибора герметичен и сообщается через капилляр и ступенчатый штуцер со статической проводкой трубки Пито.

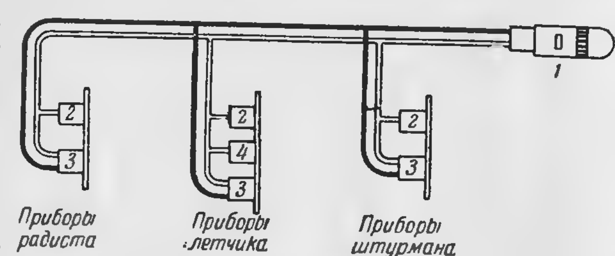
Монтаж вариометров. Прибор крепится на приборной доске летчика посредством стандартного крепежного кольца диаметром 80 *мм.* Бачок крепится обычно за приборной доской. Если доска амортизирована, то необходимо крепить бачок к приборной доске или к ее каркасу (с обратной стороны), в противном случае различная вибрация указателя и бачка приведет к нарушению герметичности или к поломке трубопровода. Наибольшее число отказов прибора на самолете происходит из-за нарушения герметичности.

Вариометр без бачка свободен от этого недостатка. Прибор соединяется дюритовым шлангом длиной 250—300 *мм* со статическим трубопроводом трубки Пито.

16. ДОПОЛНИТЕЛЬНЫЕ СВЕДЕНИЯ О МОНТАЖЕ МАНОМЕТРИЧЕСКИХ ПРИБОРОВ

Схемы соединений приборов с трубкой Пито. На средних и тяжелых самолетах статическая магистраль трубки Пито обслуживает значительное число приборов. Число указателей скорости и высотомеров доходит до трех, число вариометров может быть равно двум, число манометров бензина равно числу моторов.

На существующих самолетах в большинстве случаев применяют одну трубку Пито, что принципиально вполне достаточно, так как расход воздуха при герметичных приборах равен нулю.



Фиг. 78. Схема соединения приборов с трубкой Пито.

1—трубка Пито; 2—высотомер; 3—указатель скорости; 4—вариометр.

Точно так же и динамическая магистраль трубки Пито может питать большое число указателей скорости. На фиг. 78 приведена схема питания приборов от одной трубки Пито при наличии на самолете трех указателей скорости, трех высотомеров и одного вариометра.

При большом числе приборов (на многомоторном самолете) или при дальних перелетах устанавливают две трубки Пито. При этом приборы либо распределяют между трубками Пито, либо устраивают переключение, дающее возможность питать все приборы от каждой трубки самостоятельно.

Обе трубки Пито устанавливают по возможности в одинаковых условиях, чтобы искажающее влияние частей самолета не привело к различным показаниям указателей скорости летчика и штурмана.

Для этой же цели указатели скорости левого (главного) летчика и штурмана соединяют обычно с одной и той же трубкой Пито.

Прокладка трубопроводов. Прокладка трубопроводов по самолету является ответственной операцией, так как при недостаточно надежном соединении и закреплении трубопроводов может нарушиться герметичность магистрали вследствие вибрации частей самолета. Нарушение герметичности приводит к неверным показаниям, а иногда и к полному отказу прибора в работе.

Особенно ответственна прокладка трубопроводов к моторным приборам, так как негерметичность этих трубопроводов может отразиться не только на работе прибора, но и на работе мотора (например утечка масла или бензина).

Для моторных приборов применяется отожженный трубопровод из красной меди или стали диаметром 3×4 *мм* (для манометров и трехстрелочного индикатора) и 4×6 *мм* (для мановакуумметра).

Трубопровод манометра бензина, как и всю бензиновую проводку, окрашивают в желтый цвет. Трубопровод манометра масла окрашивают в коричневый цвет.

Для соединения приборов с трубкой Пито применяют отожженный алюминиевый трубопровод диаметром 4×6 *мм*.

Перед монтажем трубопровод промывают бензином и тщательно продувают воздухом для очистки его от грязи.

При прокладке по самолету трубопровод ведут с минимальным числом перегибов, причем радиус изгиба трубопровода должен быть не менее 50 *мм*. Не допускаются вмятины и трещины на трубопроводе, а также сужение поперечного сечения в местах изгиба.

Не следует изгибать трубопровод более чем на 90°.

Не допускается скручивание трубопровода вокруг его оси.

Трубопровод крепят к самолету хомутиками через каждые 400—500 *мм*.

Воздушный трубопровод присоединяют к приборам дюритовым шлангом длиной 200—300 *мм*.

Бензиновый и масляный трубопроводы соединяются с приборами непосредственно, но за приборной доской делают на трубопроводе один-два витка спирали, чтобы не нарушать амортизацию приборной доски.

Контроль герметичности трубопроводов. Герметичность трубопроводов моторных приборов проверяют после прокладки трубопровода и присоединения его к прибору, но до присоединения к мотору.

Через свободный конец трубопровода при помощи ручного насоса или резиновой груши накачивают воздух до тех пор, пока стрелка прибора не отклонится на определенную величину. Затем зажимают свободный конец трубопровода и наблюдают за показаниями прибора.

Уменьшение показаний прибора свыше определенных допусков указывает на негерметичность проводки.

Герметичность трубопровода, соединяющего приборы с трубкой Пито, проверяют в процессе прокладки трубопровода и по окончании монтажа всей схемы.

В процессе монтажа контролируют герметичность трубопровода по отдельным его участкам, например, проверяют участок между трубкой Пито и центропланом (в месте разъема) и участок между центропланом и приборами.

Для контроля герметичности применяют приспособление, состоящее из резиновой груши и герметичного контрольного прибора (см. фиг. 66). В качестве контрольного прибора используют обычно указатель скорости. Приспособление приключают к одному концу трубопровода, другой конец которого заглушают. Затем нажимом на грушу создают определенное давление по контрольному прибору и зажимают трубку, ведущую к груше, при помощи зажима. Уменьшение показаний прибора указывает на негерметичность трубопровода.

По окончании монтажа схемы испытывают на герметичность всю динамическую и всю статическую магистраль трубки Пито.

Для проверки динамической магистрали пользуются резиновой грушей, присоединяемой резиновой трубкой к динамическому отверстию трубки Пито. Нажимая винтом на грушу, плавно повышают давление в системе, пока стрелки указателей скорости на приборной доске не дойдут до предельного показания. Затем зажимают трубку, ведущую к груше, и наблюдают за показаниями указателей скорости. Если показания приборов не уменьшаются, то система герметична.

При проверке статической магистрали в системе создается не давление, а разрежение. Для этой цели резиновая груша предварительно сжимается винтом до отказа, затем ее соединяют специальным резиновым кольцом со статическими щелями трубки Пито. При отвертывании нажимного винта в системе создается разрежение. В статической магистрали разрешается уменьшение показаний указателя скорости при зажатой трубке в пределах допусков, указанных в технических условиях на приборы.

В качестве источника давления и разрежения может быть использован вместо груши ручной насос. Если при контроле герметичность системы не укладывается в допуск, то разъединяют приборы, заглушают свободные концы трубопроводов и вновь производят поверку.

Убедившись, что проводка без приборов герметична, проверяют аналогичным способом каждый прибор в отдельности. Негерметичные приборы заменяют и направляют для ремонта.

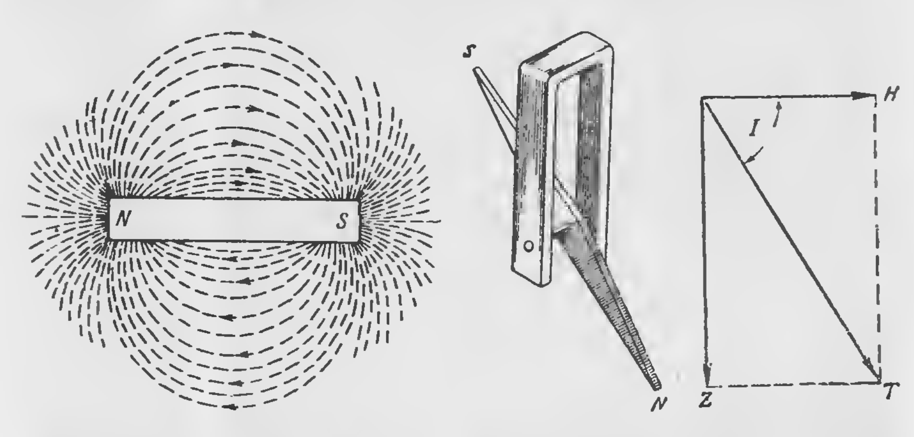
При проверке отдельных приборов на герметичность нельзя держать прибор в руках, так как воздух внутри прибора при этом нагревается, что создает неверное представление о герметичности.

ГЛАВА ТРЕТЬЯ

МАГНИТНЫЕ КОМПАСЫ

17. СВЕДЕНИЯ О ЗЕМНОМ МАГНЕТИЗМЕ

Если подвесить постоянный магнит в горизонтальном положении, то он устанавливается так, что один конец его направлен на север, другой на юг. Конец магнита, направленный на север, называется северным полюсом и обозначается буквой N, другой конец называется южным полюсом и обозначается буквой S.



Фиг. 79. Поле постоянного магнита.

Фиг. 80. Магнитная стрелка на горизонтальной оси.

Фиг. 81. Составляющие земного магнитного поля.

Одноименные полюсы двух магнитов отталкиваются друг от друга, разноименные притягиваются.

Окружающее магнит пространство, в котором проявляются магнитные действия, называется *магнитным полем.*

Те воображаемые линии, в направлении которых действует сила магнита, называют *магнитными силовыми линиями.*

Если на лист бумаги, положенной на магнит, насыпать железные опилки, то они намагничиваются и располагаются по дугообразным линиям, совпадающим с направлением силовых линий (фиг. 79).

Земной шар обладает свойством магнита, южный полюс которого лежит вблизи географического северного полюса.

Направление магнитного поля земли наклонено к горизонту. Это легко обнаружить, если подвесить магнитную стрелку на горизонтальной оси, проходящей через центр тяжести стрелки (фиг. 80).

Магнитное поле земли можно разложить на вертикальную составляющую и на горизонтальную составляющую (фиг. 81). Угол между H и T называется *углом наклонения.* Горизонтальная составляющая H и является той силой, которая заставляет магнитную стрелку устанавливаться по направлению север — юг. Вертикальная составляющая Z наклоняет стрелку вниз.

На магнитном полюсе стрелка, имеющая свободу вращения вокруг горизонтальной оси, становилась бы вертикально, а на экваторе горизонтально. Для всех других широт стрелка будет находиться под некоторым углом I.

В наших широтах (Москва) угол магнитного наклонения I приблизительно равен 70°.

Магнитная стрелка компаса, установленная на острие, стремится, следовательно, наклониться северным концом вниз под действием вертикальной составляющей земного поля. Для уничтожения этого наклона южный конец стрелки в компасах делается более тяжелым (в южном полушарии нужно утяжелять северный конец стрелки компаса).

Горизонтальная составляющая H имеет направление, близкое к направлению географического меридиана данного места, но так как это совпадение неполное, то направление горизонтальной составляющей H называется *магнитным меридианом* данного места.

Угол между магнитным и географическим меридианами называется *углом склонения* или просто *склонением.* Склонение считается положительным (знак +), если стрелка отклонена северным концом к востоку от географического меридиана, и отрицательным (знак —), если стрелка отклонена к западу.

Величина склонения для разных пунктов земного шара различна и по величине и по знаку.

Имеются также отдельные районы, где наблюдается резкое изменение нормального распределения склонения (склонение у поверхности земли достигает 180 и более градусов).

Такие районы называются районами магнитных аномалий.

Горизонтальная составляющая земного поля, его наклонение и склонение называются магнитными элементами данного места земли.

Точное знание величин склонения необходимо для целей аэронавигации, так как, измеряя курс по карте от географического меридиана, мы вынуждены в то же время пользоваться магнитной стрелкой, стоящей в плоскости магнитного меридиана.

Если не учесть склонения, то нельзя будет вести самолет точно по заданному направлению.

Величина склонений определяется по специальным картам магнитных склонений. На карте нанесены линии, соединяющие места равных магнитных склонений. Эти линии называются изогонами.

18. ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ О МАГНИТНЫХ КОМПАСАХ

Назначение. Компас служит для измерения и сохранения курса самолета.

Курсом самолета называется угол между северным направлением меридиана и продольной осью самолета. Отсчет курса про-

изводят от северного направления меридиана по движению часовой стрелки до направления продольной оси самолета. Курс может быть *истинным, магнитным* и *компасным,* в зависимости от того, от какого меридиана ведут отсчет (фиг. 82). Знать курс самолета нужно при перелете из одного пункта в другой и при необходимости сохранить постоянное направление полета.

Таким образом компас является пилотажно-навигационным прибором.

Магнитные компасы, действие которых основано на свойстве магнитной стрелки устанавливаться в плоскости магнитного меридиана, являются наиболее распространенными в авиации, несмотря на ряд присущих им недостатков.

Фиг. 82.

Магнитные компасы дают курс самолета от так называемого компасного меридиана, направление которого не совпадает с направлением магнитного меридиана.

Несовпадение компасного меридиана и магнитного объясняется тем, что магнитная стрелка компаса отклоняется под действием стальных деталей самолета. Угол между северными направлениями магнитного и компасного меридианов называется *девиацией компаса.*

Действие стальных деталей самолета на магнит компаса объясняется тем, что линии земного магнитного поля, проходя через различные стальные детали самолета, намагничивают их. В результате сложения основного земного магнитного поля и всех индуктированных полей в стальных и железных частях самолета устанавливается некоторое определенное магнитное поле самолета. Оно несколько отличается от земного магнитного поля и по силе и по направлению. Каждое изменение положения самолета вызывает изменение магнитного поля самолета.

Стрелка компаса устанавливается по направлению суммарного магнитного поля земли и самолета. *Вертикальная плоскость, проведенная через магнитную ось стрелки компаса, помещенного на самолете, и называется компасным меридианом.*

Величина девиации (ошибки) компаса есть величина переменная для каждого курса самолета.

Угол между географическим и компасным меридианами, состоящий из алгебраической суммы склонения и девиации, называется *вариацией.*

Вариация меняется и с изменением курса и с изменением места самолета на земле.

Кроме этой ошибки, магнитный компас обладает еще ошибкой от ускорений самолета.

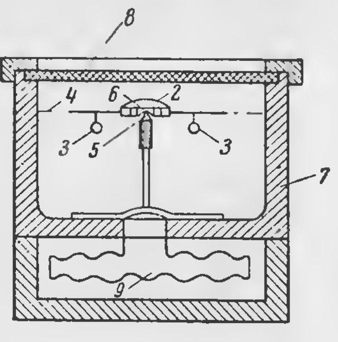
Элементы и характеристики компасов. Основной частью компаса является магнитная система компаса, носящая название картушки. *Картушка компаса* представляет собой тонкий латунный или алюминиевый диск, разбитый на 360°. Этот диск, или лимб, несет на себе пустотелый поплавок, уменьшающий вес картушки в жидкости. Под поплавком к диску симметрично прикреплена одна или несколько пар магнитов (фиг. 83).

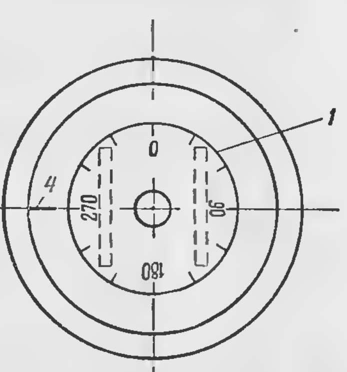
Оси магнитов параллельны линии 0—180° лимба, называемой осью картушки. Одноименные полюсы магнитов направлены в одну сторону.

Картушка компаса опирается шпилькой на чашечку из твердого камня (сапфир, агат), вделанную в колонку компаса и называемую *топкой.*

Колонка служит опорой для картушки компаса и помещена внутри котелка, представляющего собой алюминиевый сосуд, герметически закрытый стеклянной крышкой. Под стеклом находится *курсовая черта* в виде тонкой проволочки, установленной против *лимба* и служащей индексом при отсчете курса по компасу. В котелок налита жидкость для демпфирования колебаний картушки.

Котелок соединяется с *мембранной камерой,* изготовленной из тонкой гофрированной латуни. Камера служит для компенсации изменений объема жидкости при изменении температуры.





Фиг. 83. Схема устройства магнитного компаса.

1—лимб картушки; 2—поплавок; 3—магнит; 4—курсовая черта; 5—шпилька; 6—топка; 7—котелок; 8—стекло; 9—мембрана.

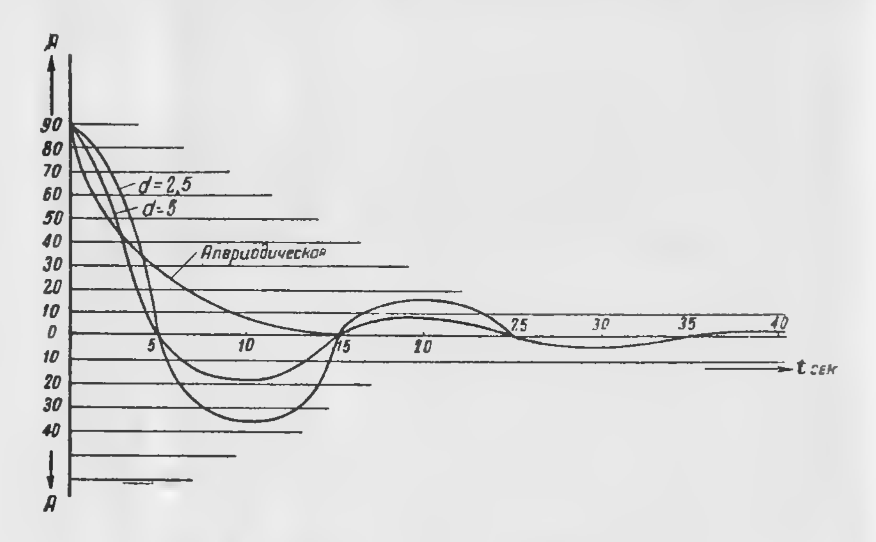
Разобранная схема представляет основу конструкции всех авиационных компасов. Различные типы компасов отличаются лишь приспособлениями для амортизации, освещением шкалы, формой картушки, компенсационными приспособлениями и другими деталями.

Летчик должен вести самолет по строго заданному курсу, следовательно, компас, предназначенный для летчика, должен быть прежде всего удобным для наблюдения за курсом самолета. Компас летчика называется *путевым.* Для штурмана, на обязанности которого лежит расчет курса самолета, компас должен давать возможность быстро и точно производить цифровые отсчеты курса

самолета в каждый данный момент; компас штурмана называется *главным*.

Картушка магнитного компаса является наиболее ответственным узлом, и от ее качества зависит работа компаса в целом.

Если вывести картушку из меридиана, то она стремится вновь возвратиться в свое первоначальное положение. Но при своем обратном движении картушка пройдет нулевое положение, отклонится в обратную сторону и, подобно маятнику, будет колебаться в ту и в другую сторону. Если бы не было трения и сопротив-



Фиг. 84. Графики затухания магнитных компасов.

ления жидкости, то качание картушки продолжалось бы неопределенно долгое время. Такие колебания называются *незатухающими*.

В действительности же на картушку компаса действуют силы трения и сопротивление жидкости, вследствие чего размахи колебаний (амплитуда) постепенно уменьшаются. Такие колебания называются *затухающими*. Отношение двух смежных амплитуд называется *декрементом затухания*. Очевидно, что для картушки компаса эта величина всегда больше единицы.

Величина декремента и период характеризуют картушку компаса. Чем больше декремент и чем меньше период, тем картушка быстрее устанавливается в положение равновесия.

Чем больше декремент затухания, тем скорее вернется компас к нулевому положению. На фиг. 84 показаны графики затухания трех компасов. Декременты затухания двух из них равны 2,5 и 5 при равных периодах. Компас, имеющий декремент 5, вернется к меридиану скорее компаса, имеющего декремент 2.5.

Если сила, вызывающая затухание, достаточно велика, то кар-

тушка возвращается к положению равновесия, не совершая ни одного колебания. Такой компас называется *апериодическим*, т. е. не имеющим периода. Апериодичность компасных картушек достигается облегчением всей системы картушки и прикреплением к картушке четырех-восьми проволочек-успокоителей, которые при движении картушки в жидкости создают сопротивление этому движению, быстро возрастающее с увеличением скорости движения картушки.

Если отклонить картушку компаса на некоторый угол, то вследствие трения в топке картушка возвращается не точно в первоначальное положение.

Такое отклонение называют *застоем картушки*.

Застой картушки тем меньше, чем больше магнитный момент и чем больше горизонтальная составляющая.

Застой увеличивается с увеличением трения шпильки картушки о топку и всей картушки о жидкость компасов.

Качество картушки компаса тем выше, чем меньше ее застой.

Вследствие вибрации компаса величина застоя в полете при обычных температурах редко превышает 1—2°.

Увлечением компаса называют угол, на который жидкость увлекает картушку компаса при повороте компаса на 360°. Увлечение компаса — явление крайне нежелательное, так как при изменении самолетом курса по картушке, увлеченной за котелком, нельзя определить угол поворота.

После же окончания поворота картушка также не показывает действительного курса, так как не может сразу успокоиться вследствие вихревых возмущений жидкости.

Чем больше поверхность картушки, тем больше и увлечение.

Увлечение является одной из причин, препятствующих увеличению сопротивления жидкости, выгодному в других отношениях.

Период колебаний будет тем больше, чем меньше магнитный момент и напряженность поля и чем больше момент инерции и сопротивление жидкости.

Амплитуда колебаний возрастает с увеличением магнитного момента, напряженности поля и момента инерции, и уменьшается с увеличением сопротивления жидкости.

Особенности компаса характеризуются четырьмя основными элементами. Эти элементы следующие: декремент затухания, время успокоения, увлечение и застой.

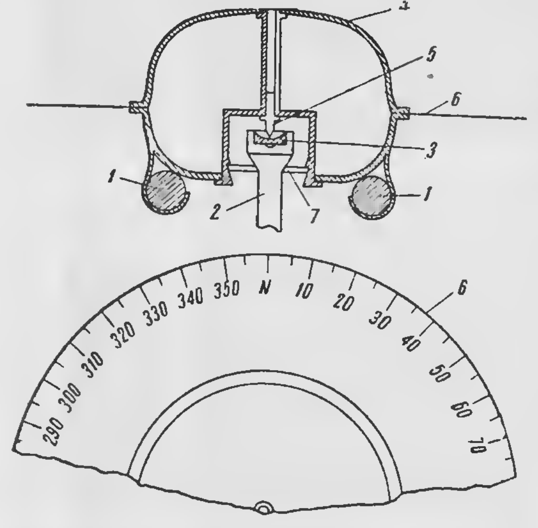
Декремент затухания, как было сказано выше, характеризует периодичность компаса. Для получения достаточно большого значения декремента затухания необходимо магнитный момент и момент инерции делать возможно меньше и иметь большее сопротивление жидкости.

Уменьшение момента инерции достигается максимальным облегчением картушки.

Что же касается уменьшения магнитного момента, то необходимо помнить, что с его уменьшением картушка становится неустойчивой на курсе. Для получения необходимого декремента затухания изменяют и величину сопротивления картушки в жидкости, хотя бы укреплением на картушке усиков-затухателей, испытывающих при движении в жидкости большое сопротивление.

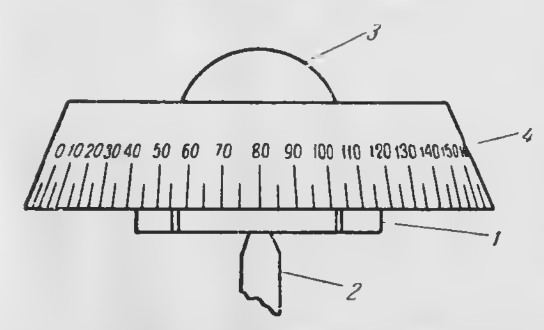
Время успокоения современных периодических компасов 15—30 сек., апериодических 8—12 сек. при температуре 15°.

Путевой компас должен обеспечивать пилоту простоту и удобство наблюдения при пилотировании самолета, штурманский же должен давать большую точность отсчета. Путевой компас должен поэтому быть более устойчивым на курсе и иметь несколько больший декремент затухания, чем штурманский.



Фиг. 85. Устройство картушки с горизонтальным лимбом.

1—магниты; *2*—колонка; *3*—топка; *4*—поплавок; *5*—шпилька; *6*—лимб; *7*—шайба.



Фиг. 86. Устройство картушки с вертикальным лимбом.

1—магниты; *2*—колонка; *3*—поплавок; *4*—лимб.

Картушка, являющаяся чувствительным элементом компаса, состоит из системы магнитов, лимба или заменяющих его затухателей, топки или шпильки и поплавка.

На фиг. 85 и 86 показано устройство картушки с вертикальным и горизонтальным лимбом. Подобные картушки имеют небольшой декремент затухания, приблизительно равный 3—3,5. Большинство современных компасов снабжают одной парой магнитов, обеспечивающих магнитный момент в пределах 150—200 единиц.

Центр тяжести картушки должен находиться ниже точки опоры, т. е. ниже острия шпильки.

Лимб и поплавок выполняют из тонкого материала. Шпилька изготовляется из иридия или из твердой стали и имеет на острие радиус закругления 0,1—0,2 *мм*. Более острая шпилька может повредить топку.

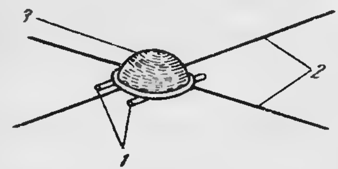
Соскакиванию картушки с колонки препятствует специальная пружинящая шайба.

Поплавок спаян оловом на бескислотном флюсе. Все детали картушки, кроме шпильки, покрывают специальным металлическим покрытием или защитным лаком.

Лимб разградуирован на 360°. Цена деления зависит от диаметра лимба и от назначения компаса. Для пилотских компасов цена деления 2—5°, для штурманских 1—2°.

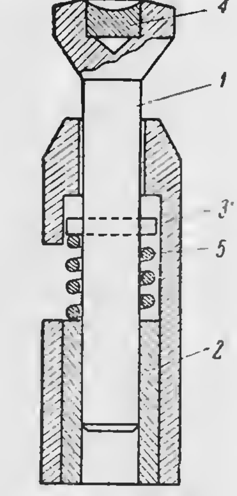
У компасов, имеющих большой декремент затухания, лимб на картушке отсутствует, и вместо него радиально располагается несколько усиков-затухателей (фиг. 87).

Колонка компаса (фиг. 88), кроме своего прямого назначения поддерживать картушку, служит также для амортизации колебаний, вызванных вибрацией самолета. Радиус закругления агатовой или сапфировой топки равен 2—3 *мм*. Колонка устанавливается на дне котелка компаса.



Фиг. 87. Картушка с затухателями без лимба.

1—магниты; *2*—затухатели; *3*—поплавок.



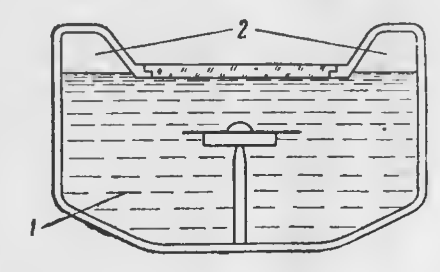
Фиг. 88. Колонка компаса.

1—колонка; *2*—стойка; *3*—штифт; *4*—топка; *5*—пружина.

Котелок компаса изготовляют из алюминиевого литья. Внутреннюю поверхность котелка делают гладкой для уменьшения увлечения жидкости при поворотах самолета. Котелок пропитывают жидким стеклом или специальным лаком для увеличения герметичности.

В результате негерметичности котелка в полетах при низких температурах в жидкости компаса образуются пузыри.

В котелке должна быть предусмотрена компенсация изменения объема жидкости при изменении температуры. Эта компенсация осуществляется при помощи мембранной коробки, как было указано на фиг. 83, или же посредством специальной уводящей камеры (фиг. 89).



Фиг. 89. Уводящая камера в компасе с горизонтальной картушкой.

1—лигроин; *2*—воздух.

Объем уводящей камеры должен обеспечивать нормальную работу компаса при температурах от +50 до —70°. Уводящая камера несколько увеличивает габариты компаса, но ее применение является лучшим способом уничтожить пузыри.

Жидкость, наполняющая котелок и окружающая картушку, служит для демпфирования ее колебаний и для уменьшения трения топки о шпильку. Старые компасы заполняли спиртом в различных водных растворах. В настоящее время компасы заполняют лигроином.

Для заполнения жидкостью котелки имеют специальное отверстие, закрываемое металлической пробкой со свинцовой прокладкой. Некоторые компасы имеют специальную камеру для уста-

новки лампочки освещения шкалы прибора. Иногда патрон лампочки крепят на небольшом кронштейне снаружи компаса.

Курсовую черту, представляющую собой тонкую проволочку, крепят к котелку компаса на винтах.

В компасах с горизонтальной картушкой устанавливается плоско-параллельное стекло.

В компасах с вертикальной картушкой стекла делают сферическими или чаще цилиндрическими. Во избежание искажений и ошибок при отсчете показаний стекла должны быть геометрически правильными.

Девиация и ее компенсация. На самолете всегда имеется значительное количество стали (железа), искажающего магнитное поле земли и отклоняющего магнитную стрелку компаса от направления магнитного меридиана.

При отклонении северного конца стрелки вправо от меридиана девиацию называют восточной (положительной), при отклонении стрелки влево девиацию называют западной (отрицательной).

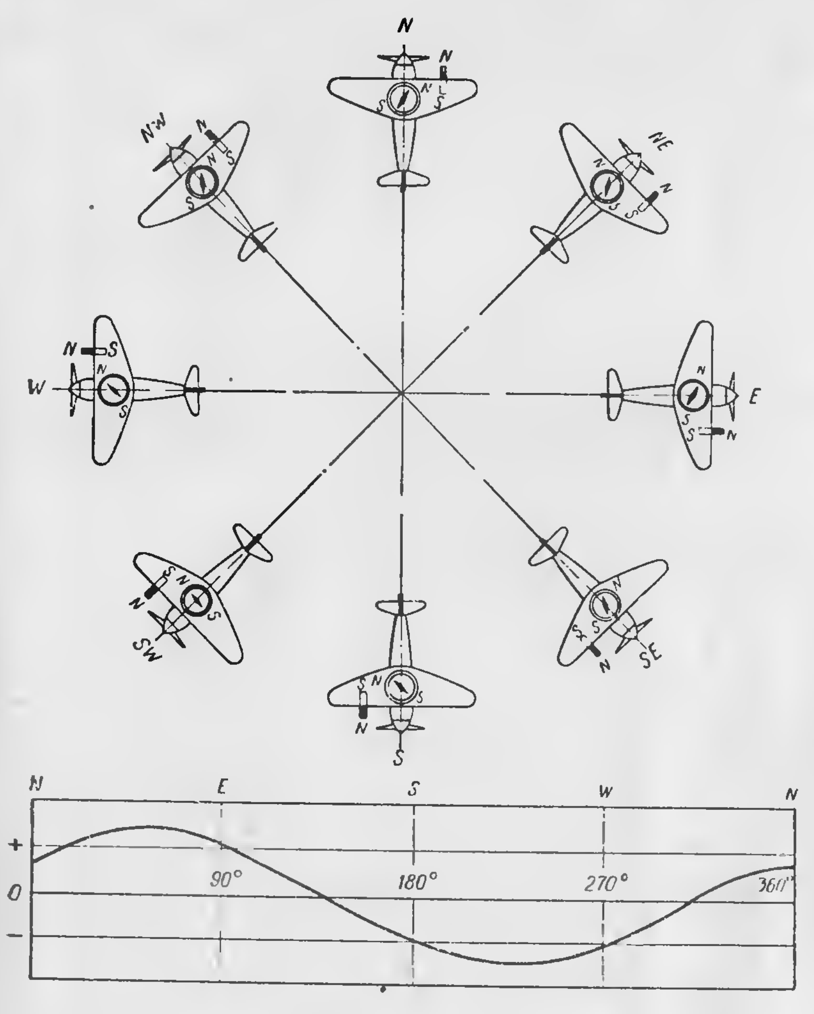
Сила, порождаемая намагниченными стальными частями самолета, создает так называемую *полукруговую девиацию*. Последняя составляет бóльшую часть девиации компаса, потому что в конструкцию самолета входит почти исключительно твердая сталь. Полукруговой девиация называется потому, что она при развороте самолета на 360° два раза приходит к нулю и два раза меняет свой знак.

Действие стали, обладающей постоянным магнетизмом, может быть приравнено к действию постоянного магнита (фиг. 90). Помещенный условно вблизи картушки стальной предмет (магнит) при направленном на север самолете стремится притянуть северный конец стрелки к магниту. В результате этого стрелка отклоняется к востоку и дает положительную девиацию. При развороте самолета на 180° южный конец стрелки компаса будет отталкиваться в другую сторону с той же силой. Девиация изменит свой знак, величина же ее останется прежней. Отсюда можно заключить, что на двух курсах самолета, отличающихся на 180°, девиация, вызванная постоянным магнетизмом, равна по абсолютной величине, но противоположна по знаку.

Если аналогично изложенному выше изобразить мягкое железо на самолете в виде одного бруска, укрепленного неподвижно в каком-либо месте самолета, то влияние мягкого железа будет отличаться от влияния намагниченных частей самолета. Этот брусок намагнитится под действием земного магнитного поля в направлении, совпадающем примерно с направлением поля земли.

При направлении самолета на север брусок под действием земного магнитного поля намагнитится в направлении, совпадающем с магнитным полем земли (фиг. 91). Под влиянием бруска картушка компаса отклонится к востоку. На курсе NE девиация будет близка к нулю. На курсе E девиация будет отрицательной. На магнитном курсе SE девиация будет снова равна нулю, но на

курсах S, SW, W и NW девиация будет приобретать последовательно сначала положительное, затем отрицательное значения.

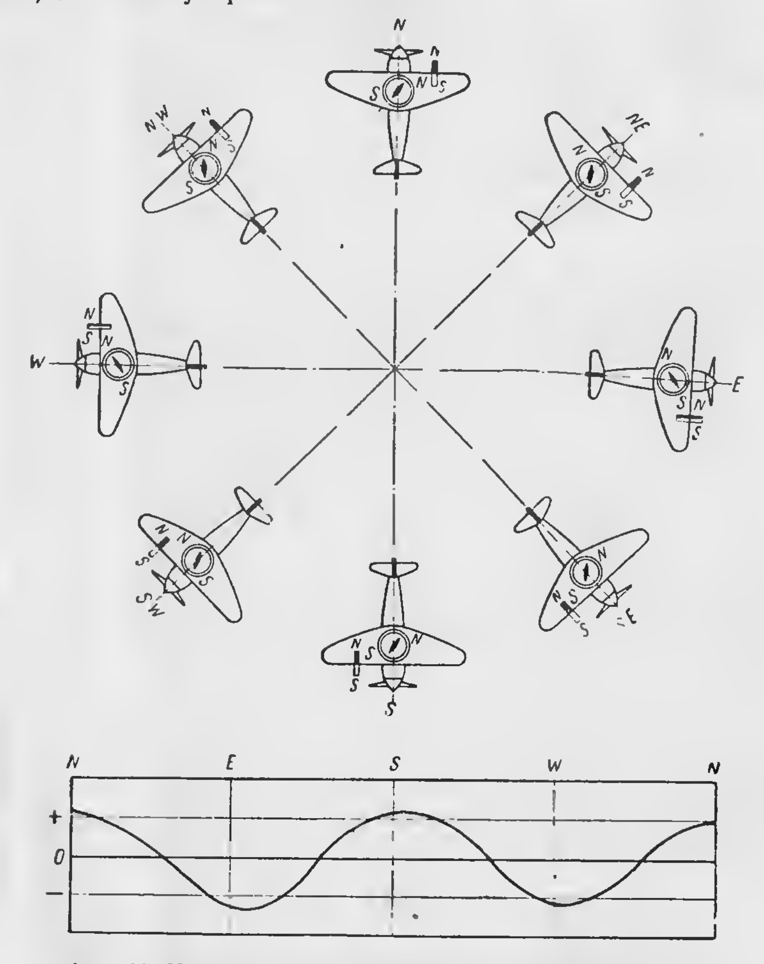


Фиг. 90. Полукруговая девиация, вызванная стальными деталями самолета при повороте самолета на 360°.

За время одного разворота самолета на 360° девиация, создаваемая мягким железом, изменит свой знак четыре раза. Такая девиация называется *четвертной*.

Полная девиация компаса, установленного на самолете, изображается неправильной кривой, являющейся суммой отдельных кривых полукруговой, четвертной и других девиаций. Если на самолете имеется большая девиация (больше 5°), ее уменьшают до

малых значений (около 2—3°) искусственным путем. Это уменьшение девиации называют *компенсацией*, или *устранением девиации*. Принцип устранения девиации заключается в том, что вблизи компаса помещают маленькие магниты, которые оказывают на картушку компаса влияние, равное по величине влиянию самолетного железа, а по знаку противоположное.



Фиг. 91. Четвертная девиация, вызванная мягким железом при повороте самолета на 360°.

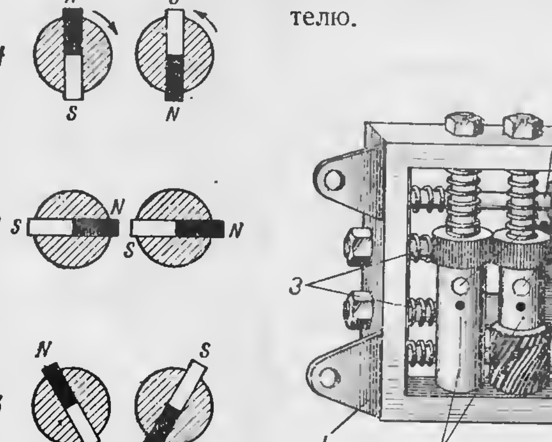
В авиационной практике принято устранять лишь полукруговую девиацию, четвертную же девиацию обычно только определяют, но не устраняют.

Устраняют девиацию при помощи девиационного прибора, располагаемого обычно под картушкой компаса.

Принцип действия девиационного прибора поясняется на фиг. 92. Если два равных по силе магнита направить в одну сторону разноименными полюсами, то они перестают проявлять свои магнитные свойства. Меняя положение магнитов, можно изменять действие их магнитного поля, т. е. увеличивать его или уменьшать.

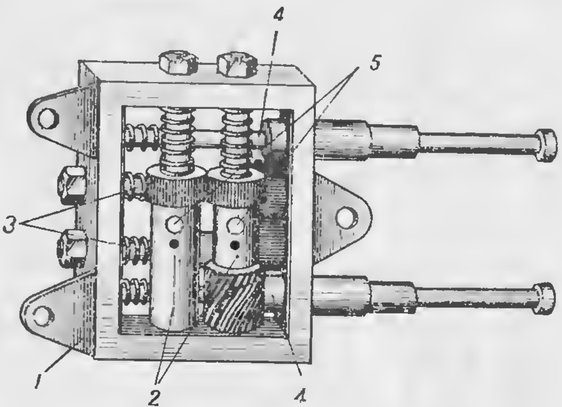
Если магниты расположить один за другим, то магнитное поле достигнет максимума влияния на картушку компаса.

Девиационный прибор (фиг. 93) состоит из двух поперечных и четырех продольных валиков с зубчатками для передачи вращения. Два крайних продольных валика удлинены, и в них сделаны шлицы под отвертку. В двух поперечных и в двух продольных валиках вставлено по одному магниту-уничтожителю.



Фиг. 92. Принцип действия девиационного прибора.

1—минимальное действие магнитного поля; 2—максимальное действие; 3—среднее положение.



Фиг. 93. Девиационный прибор.

1—корпус; 2—поперечные валики; 3—продольные валики; 4—длинные продольные валики; 5—магниты-уничтожители.

Вращая удлиненные валики, подбирают такое положение магнитов-уничтожителей, при котором девиация имеет наименьшее значение.

19. ТИПЫ КОМПАСОВ И ИХ КОНСТРУКЦИЯ

В качестве компаса летчика применяются компасы К-5 и КИ-10. Универсальным типом компаса является компас А-4, который применяется и в качестве путевого и главного компаса. В качестве компаса штурмана применяется также компас АН-4.

Компас К-5 (фиг. 94). Картушка компаса имеет два параллельных магнита, расположенных на поплавке по обе стороны шпильки. Картушка имеет четыре успокоителя, расположенных под углом 90°. На трех успокоителях напаяны буквы S, W и E, обозначающие юг, запад и восток. Успокоитель, показывающий север, заканчивается стрелкой.

Шпилька картушки опирается на агатовую топку, запрессованную в верхней части колонки.

Конструкция компаса допускает предельный крен поплавка на 17°.

Для обеспечения устойчивости картушки и предохранения ее от поломок при толчках и вибрации в колонке имеется пружинная амортизация.

Котелок компаса заполнен лигроином.

На котелок накладывается лимб, состоящий из алюминиевого кольца с приливами, азимутального круга и стекла. Азимутальный круг окрашен в черный цвет и имеет деления через 2°. Оцифровка выполнена через 10°.

К азимутальному кругу параллельно линии север — юг припаяны путевые нити, покрытые по верхнему ребру светящейся массой.

Лимб вращается по кольцевой выточке в верхней части котелка и удерживается зажимом от случайных поворотов. Для чтения показаний лимб снабжен курсовой чертой.

Концы затухателей с буквами, курсовая черта, буквы и большие деления (через 10°) на азимутальном круге покрыты светящейся массой.

Ко дну котелка крепится своим основанием компенсационная камера, состоящая из двух гофрированных коробок.

Так как сила упругости коробок не в состоянии преодолеть большой перепад давлений на больших высотах, то для обеспечения правильной работы компаса в разреженной атмосфере компенсационную камеру окружают герметически закрытой камерой, в которой создается повышенное давление (сверх атмосферного примерно на 300—400 *мм* рт. ст., или 0,4—0,6 *ат*).

Это повышение давления гарантирует правильную работу прибора на высотах до 10 000 *м*.

В нижней части компаса имеется девиационный прибор. Удлиненные валики, выведенные наружу, обозначены буквами N — S и E — W.

При компенсации девиации на курсах N и S необходимо вращать удлинитель с обозначением N — S, а на курсах E и W соответственно удлинитель E — W.

Компас К-5 устанавливают на самолете так, чтобы вертикальная плоскость, проходящая через курсовую черту и центр картушки, совпадала с плоскостью симметрии самолета или была параллельна ей. Стекло компаса должно быть при горизонтальном полете точно горизонтально.

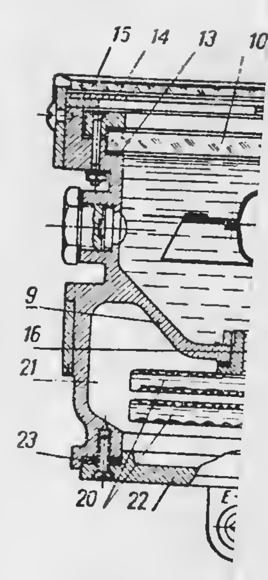
Компас крепится к кронштейну самолета тремя винтами и не требует никакой амортизации.

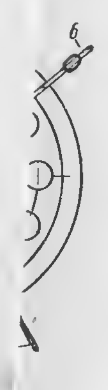
Для отсчета курса по компасу азимутальный круг поворачивают так, чтобы нити круга стали параллельно затухателям N и S картушки. Курс отсчитывается на азимутальном круге против курсовой черты. Чтобы взять какой-либо курс, пилот устанавливает его на азимутальном круге против курсовой черты и поворачивает самолет до тех пор, пока путевые нити не станут параллельно

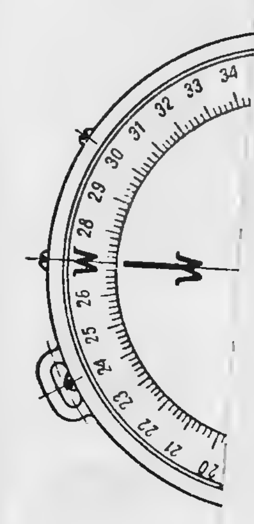
...телям N и S картушки. При вождении самолета пилоту ...путевых нитей и

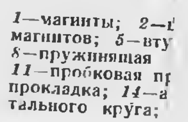
сле-

жоло



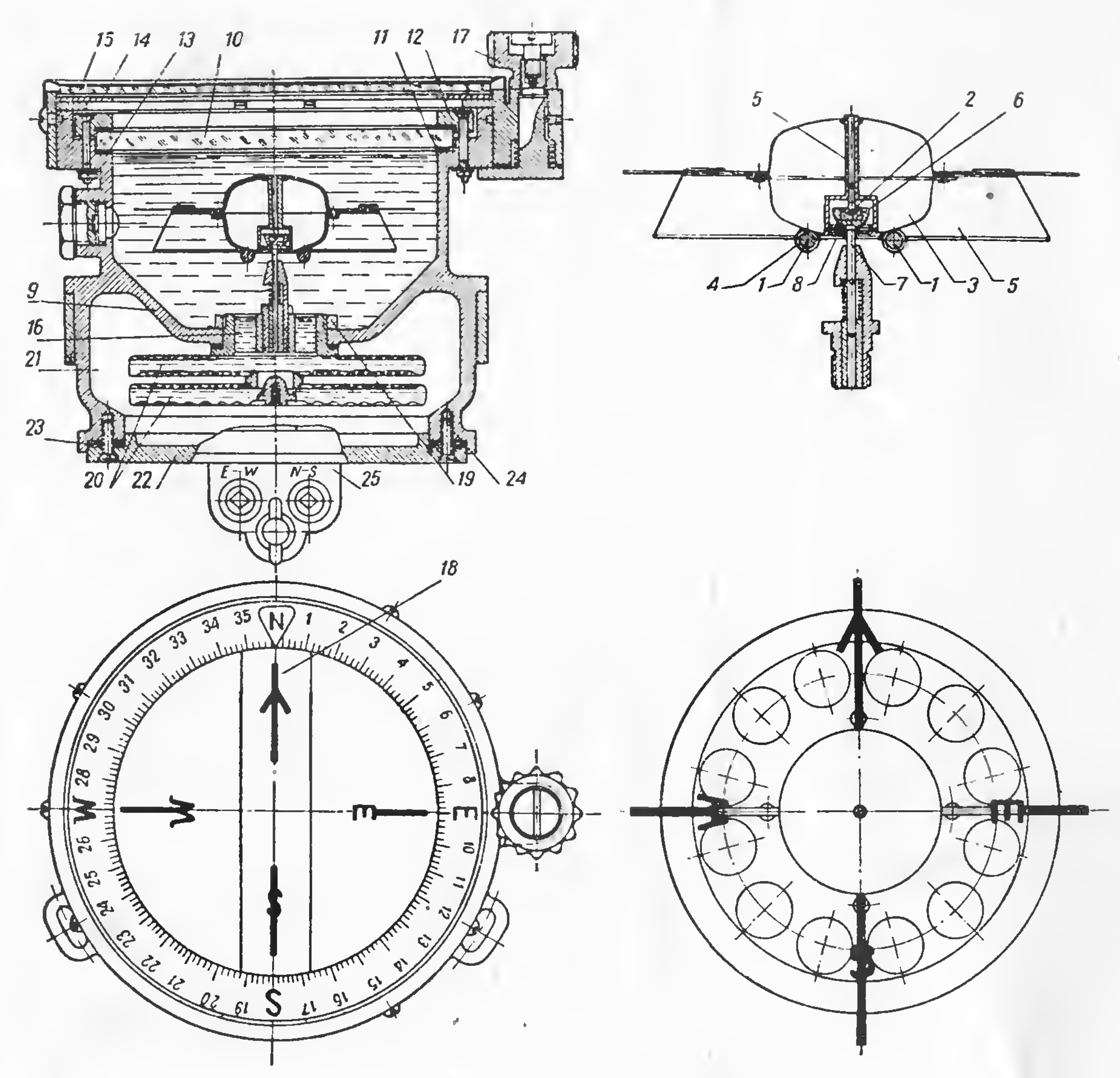





1—магниты; 2—... магнитов; 5—вту... 8—пружинящая ... 11—пробковая п... прокладка; 14—а... тального круга; ...пфер; ...втулка ...14—ре- ...гайка; ...ления;

. 1 оборот

для штур-
Картушка
...лавку. От-
...есущих на
...ями 0 и 1,



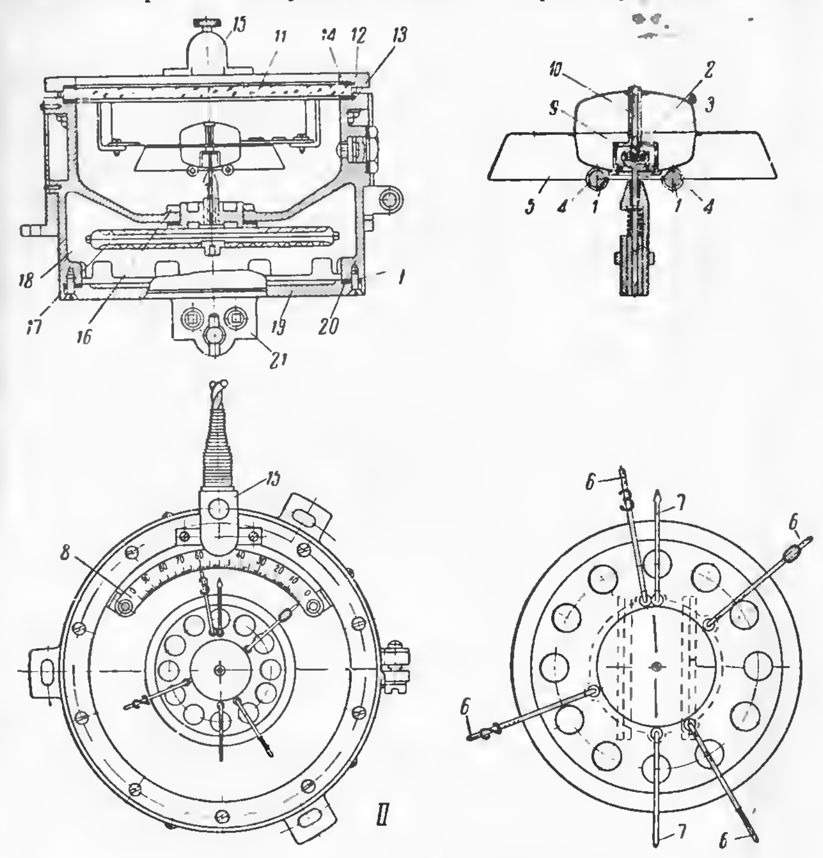
Фиг. 94. Конструкция компаса К-5.

1—магниты; *2*—шпилька; *3*—поплавок; *4*—крепление магнитов; *5*—втулка шпильки; *6*—топка; *7*—колонка; *8*—пружинящая шайба; *9*—котелок; *10*—стекло; *11*—пробковая прокладка; *12*—кольцо; *13*—резиновая прокладка; *14*—азимутальный круг; *15*—стекло азимутального круга; *16*—кольцевое отверстие; *17*—зажим азимутального круга; *18*—курсовая черта; *19*—затяжная гайка; *20*—компенсационная камера; *21*—камера давления; *22*—дно камеры давления; *23*—резиновая прокладка; *24*—винты; *25*—прилив для девиационного прибора.

Шпилька картушки опирается на агатовую топку, запрессован-
ную в верхн
Конструкц
на 17°.
Для обесп
от поломок п
амортизация.
Котелок к
На котелок
кольца с прил
круг окрашен
выполнена чер
К азимутал
путевые нити,
Лимб враща
и удерживается
казаний лимб
Концы зату
шие деления (
щейся массой.
Ко дну кот
камера, состоя
Так как си
большой перепа
чения правильн
пенсационную
в которой созда
примерно на 30
Это повыше
бора на высотах
В нижней ч
ненные валики,
E — W.
При компенс
щать удлинител
ветственно удли
Компас К-5
ная плоскость,
тушки, совпадал
раллельна ей. С
полете точно гор
Компас крепи
требует никакой
Для отсчета
вают так, чтобы
картушки. Курс
совой черты. Что
его на азимутал
самолет до тех

затухателям N и S картушки. При вождении самолета пилоту приходится лишь соблюдать параллельность путевых нитей и затухателей картушки.

Основные характеристики компаса К-5 при температуре 15° следующие: декремент затухания около 4; время успокоения около



Фиг. 95. Конструкция компаса АН-4.

1—магниты; *2*—шпилька; *3*—поплавок; *4*—крепление магнитов; *5*—демпфер; *6*—успокоители; *7*—укороченные успокоители; *8*—шкала; *9*—топка; *10*—втулка шпильки; *11*—стекло; *12*—прижимное кольцо; *13*—пробковая прокладка; *14*—резиновая прокладка; *15*—патрон с электролампочкой; *16*—затяжная гайка; *17*—компенсационная камера; *18*—камера давления; *19*—дно камеры давления; *20*—резиновая прокладка; *21*—прилив для девиационного прибора.

25 сек.; угол увлечения при скорости вращения компаса 1 оборот в 10 сек. составляет 5°; застой меньше 1°.

Компас К-5 весит около 1500 *г*.

Компас АН-4 (фиг. 95). Компас АН-4 предназначен для штурмана самолета и служит в полете главным компасом. Картушка компаса имеет два прямых магнита, прикрепленных к поплавку. Отсчет производится с помощью четырех затухателей, несущих на себе белые цифры 0, 1, 2 и 3. Углы между затухателями 0 и 1,

1 и 2, 2 и 3 равны 100°, угол между затухателями 0 и 3 равен 60°. К котелку компаса прикреплена стоградусная шкала, разградуированная через 1°.

Деление 50° заменяет собой курсовую черту.

При отсчете курса число сотен градусов дает цифра на затухателе, установившаяся против шкалы, число десятков и единиц — цифра на шкале против затухателя.

Для лучшего демпфирования картушка компаса изготовлена в виде «юбочки». Колонка снабжена пружинной амортизацией. Котелок имеет компенсационную камеру, состоящую из мембраны и герметичной камеры, в которую через специальный краник дается дополнительное давление 0,4—0,5 *ат*.

Снизу к котелку прикреплен девиационный прибор для компенсации полукруговой девиации. Удлинители имеют квадратные углубления для ключа, с помощью которого их вращают при устранении девиации.

Котелок компаса заполнен лигроином.

Для освещения компас имеет лампочку, помещенную сверху котелка.

Компас крепится с помощью крепежного кольца тремя болтами.

Картушка допускает предельный крен котелка до 20°.

Основные характеристики компаса при 15° следующие: декремент затухания около 5; время успокоения около 26 сек.; угол увлечения при скорости вращения компаса 1 оборот в 10 сек. составляет 5°; застой меньше 1°.

Компас весит около 2000 *г*.

Компас А-4 (фиг. 96). Этот компас применяется в качестве главного компаса в кабине штурмана и в качестве путевого в кабине летчика.

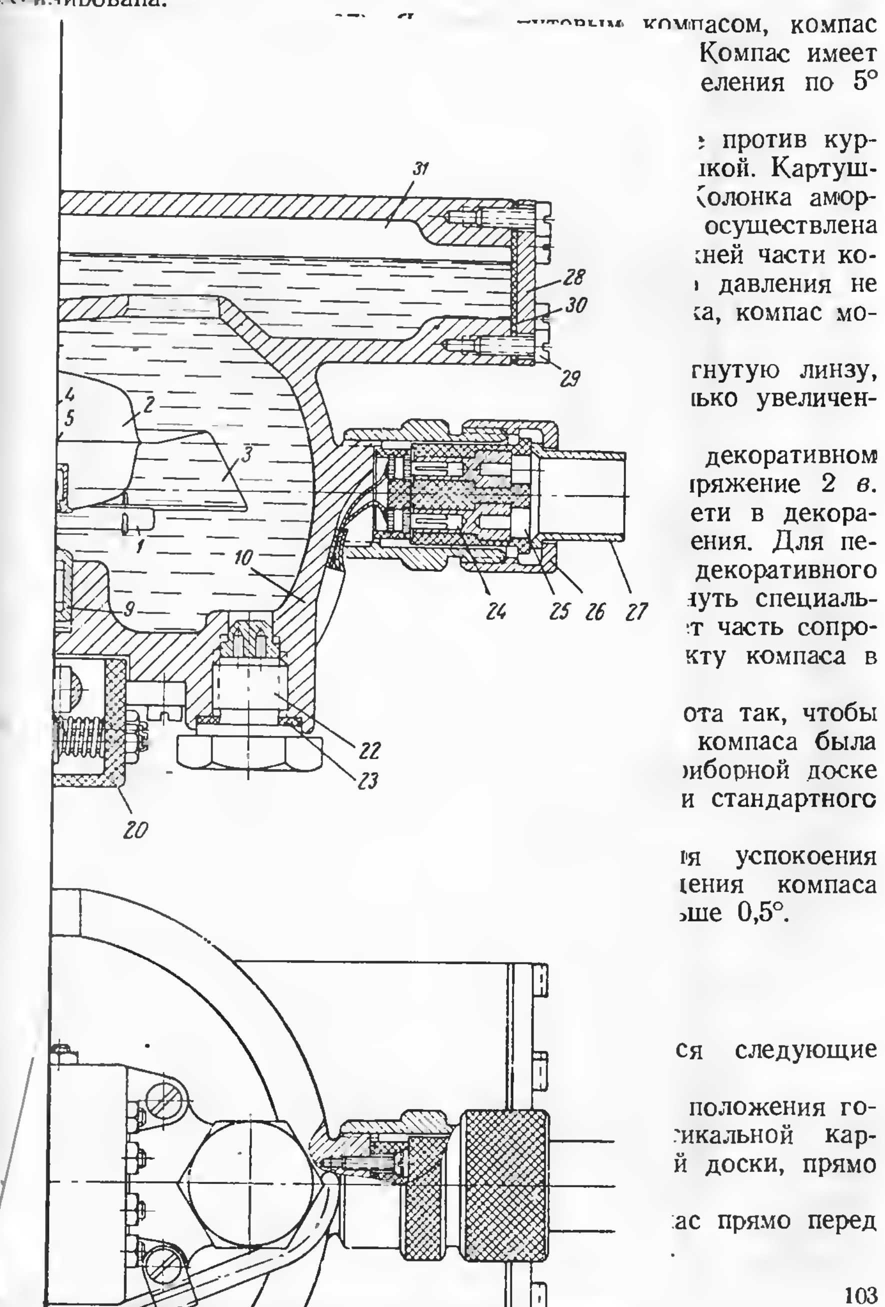
Компас А-4 является дальнейшим развитием компаса АН-4. По принципу действия и конструкции магнитной системы (картушки, шкалы отсчета) компас А-4 ничем не отличается от компаса АН-4. Разница между ними заключается лишь в устройстве высотной компенсации и в конфигурации корпуса.

Высотная компенсация компаса А-4 устроена следующим образом. В верхней части котелка располагается дополнительная кольцеобразная камера, частично заполненная лигроином (уводящая камера). Эта камера сообщается с котелком через кольцевой вырез. Уровень жидкости в котелке компаса всегда выше нижней поверхности стекла. Нижняя поверхность стекла имеет некоторую выпуклость для отвода пузырьков воздуха, появляющихся при эволюциях самолета.

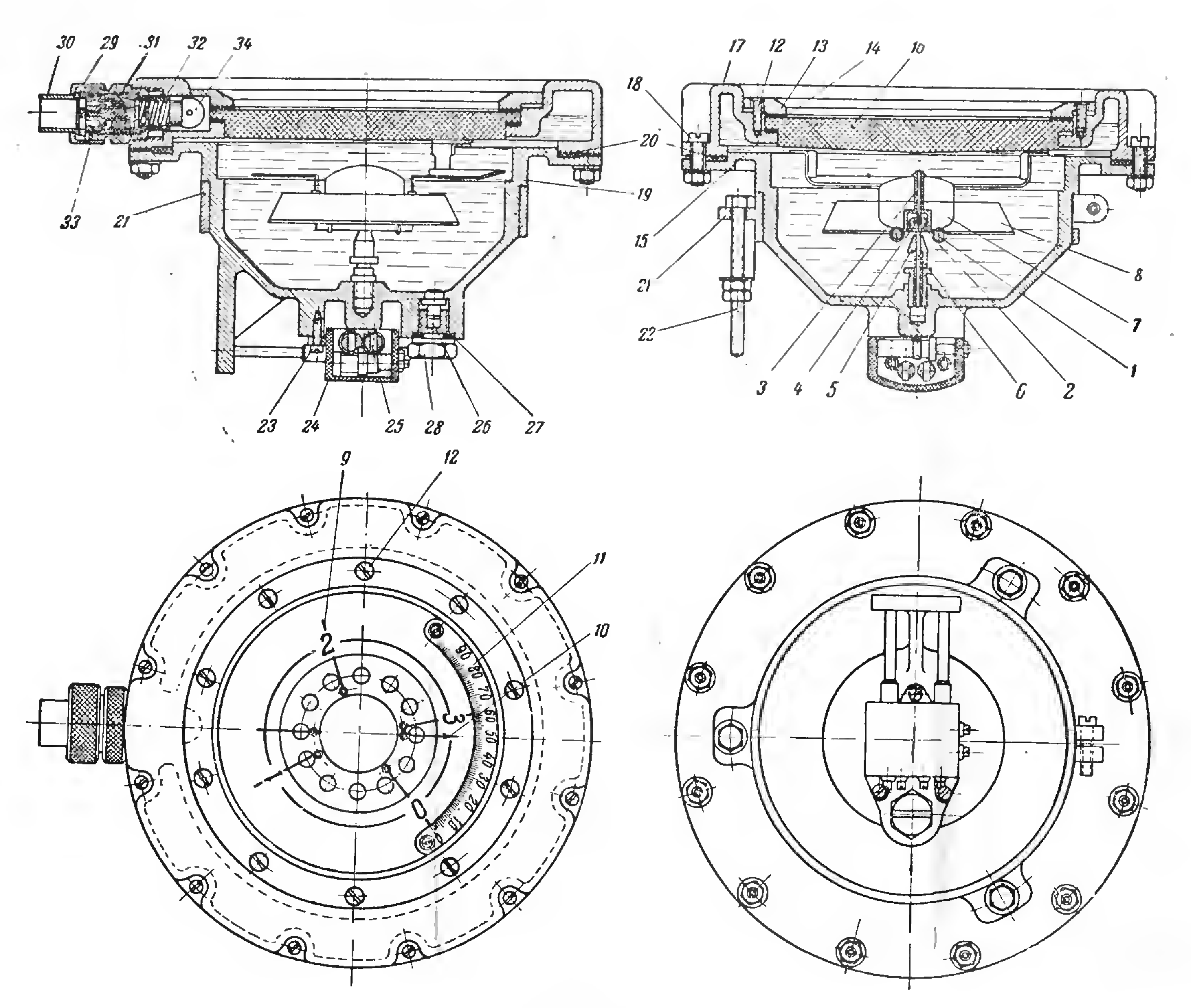
Уменьшение объема жидкости в котелке, происходящее при понижении температуры, компенсируется жидкостью, поступающей из уводящей камеры. Так как изменение атмосферного давления не влияет на изменение объема жидкости внутри котелка, компас может работать на любых высотах.

Освещается компас электрической лампочкой, питаемой от бортовой сети. Лампочка светит в торец стекла компаса. Свет, распространяясь по стеклу, освещает шкалу прибора.

Во избежание влияний на магнитную систему подводка тока экранирована.

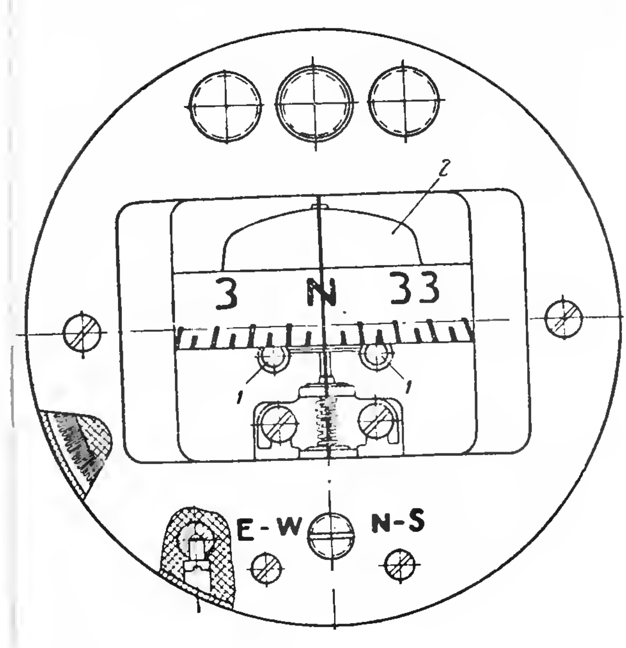


...путевым компасом, компас
Компас имеет
еления по 5°
... против кур-
...кой. Картуш-
...олонка амор-
осуществлена
...ней части ко-
... давления не
...а, компас мо-
...гнутую линзу,
...ько увеличен-
декоративном
...пряжение 2 *в*.
...ети в декора-
...ения. Для пе-
декоративного
...уть специаль-
...т часть сопро-
...кту компаса в
...ота так, чтобы
компаса была
...риборной доске
и стандартного
...я успокоения
...ения компаса
...ше 0,5°.
...ся следующие
положения го-
...икальной кар-
...й доски, прямо
...ас прямо перед



Фиг. 96. Конструкция компаса А-4.

1—магниты; *2*—шпилька; *3*—втулка; *4*—топка; *5*—колонка; *6*—амортизационная пружина; *7*—поплавок; *8*—демпфер; *9*—успокоители с цифрами; *10*—стрелка; *11*—шкала; *12*—винты крепления стекла; *13*—прижимное кольцо; *14*—резиновая прокладка; *15*—пробковая прокладка; *16*—стекло; *17*—крышка; *18*—винты крепления крышки; *19*—котелок; *20*—пробковая прокладка; *21*—крепежное кольцо; *22*—крепежные болты; *23*—винты крепления девиационного прибора; *24*—корпус девиационного прибора; *25*—магниты девиационного прибора; *26*—наливное отверстие; *27*—свинцовая прокладка; *28*—пробка; *29*—накидная гайка; *30*—ниппель; *31*—гайка; *32*—штепсельная вилка с цоколем; *33*—штепсель с винтом; *34*—электролампочка.



Фиг. 97. Конструкция компаса КИ-10.

1 — магниты; *2* — поплавок; *3* — демпфер; *4* — втулка; *5* — шпилька; *6* — топка; *7* — колонка; *8* — амортизационная пружина; *9* — скоба; *10* — котелок; *11* — курсовая черта; *12* — стекло; *13* — прокладка; *14* — кольцо крепления стекла; *15* — винты крепления стекла; *16* — декоративное кольцо; *17* — электролампочка; *18* — добавочное сопротивление электроосвещения; *19* — заглушка; *20* — корпус девиационного прибора; *21* — девиационные магниты; *22* — пробка наливного отверстия; *23* — свинцовая прокладка; *24* — вилка; *25* — штепсель; *26* — накидная гайка; *27* — ниппель; *28* — крышка; *29* — винты крепления крышки; *30* — прокладка; *31* — выпотная камера.

1 и 2, 2 и 3 равны 100°, угол между затухателями 0 и 3 равен 60°. К котелку компаса прикреплена стоградусная шкала, разградуированная через 1°.

Деление 50° заменяет собой курсовую черту.

При отсчете курса число сотен градусов дает цифра на затухателе, установившаяся против ...
цифра на шкале про...

Для лучшего дем...
виде «юбочки». Коло...
телок имеет компенса...
герметичной камеры, ...
дополнительное давле...

Снизу к котелку п...
сации полукруговой д...
лубления для ключа, ...
нении девиации.

Котелок компаса з...

Для освещения ко...
котелка.

Компас крепится с...

Картушка допускае...

Основные характер...
мент затухания около ...
лечения при скорости ...
ставляет 5°; застой ме...

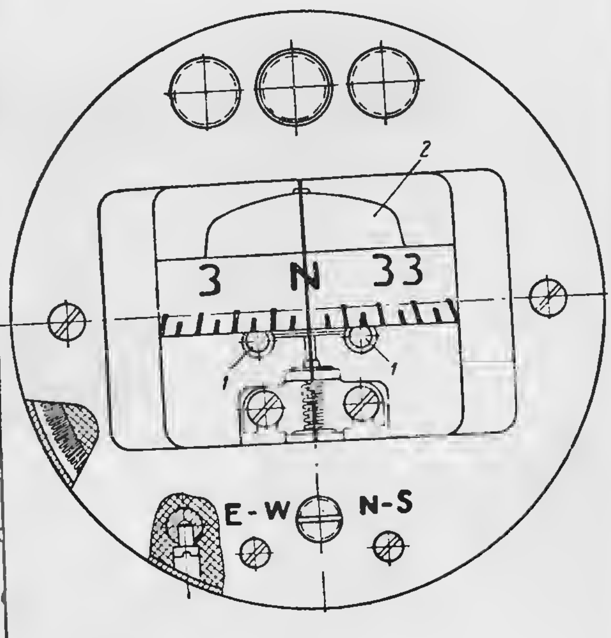
Компас весит окол...

Компас А-4 (фиг. ...
главного компаса в к...
кабине летчика.

Компас А-4 являет...
принципу действия и ...
шкалы отсчета) компас...
Разница между ними ...
компенсации и в конф...

Высотная компенса...
зом. В верхней части к...
цеобразная камера, час...
мера). Эта камера сооб...
Уровень жидкости в ко...
ности стекла. Нижняя ...
пуклость для отвода ...
люциях самолета.

Уменьшение объема...
понижении температуры...
из уводящей камеры. ...
не влияет на изменение...
может работать на люб...



Фиг. 97. Конструкция компаса КИ-10.

1—магниты; 2—поплавок; 3—демпфер; 4—втулка; 5—шпиль-

Освещается компас электрической лампочкой, питаемой от бортовой сети. Лампочка светит в торец стекла компаса. Свет, распространяясь по стеклу, освещает шкалу прибора.

Во избежание влияний на магнитную систему подводка тока экранирована.

Компас КИ-10 (фиг. 97). Являясь путевым компасом, компас КИ-10 предназначен для установки в кабине пилота. Компас имеет вертикальную картушку. Лимб прибора разбит на деления по 5° с оцифровкой через 30°.

Курс отсчитывается непосредственно по картушке против курсовой черты, установленной между стеклом и картушкой. Картушка компаса поплавковая, с одной парой магнитов. Колонка амортизована винтовой пружиной. Высотная компенсация осуществлена при помощи уводящей камеры, расположенной в верхней части котелка. Вследствие того, что изменение атмосферного давления не оказывает влияния на объем жидкости внутри котелка, компас может работать на больших высотах.

Стекло компаса представляет собой выпукло-вогнутую линзу, вследствие чего картушка рассматривается в несколько увеличенном виде.

Лампочка освещения компаса КИ-10 помещена в декоративном кольце. Электрическая лампочка рассчитана на напряжение 2 *в*. Для поглощения излишнего напряжения бортовой сети в декоративном кольце имеются соответствующие сопротивления. Для переключения прибора с 24 на 12 *в* в нижней части декоративного кольца нужно удалить заглушку и вместо нее ввернуть специальный латунный винт до упора. Этот винт закорачивает часть сопротивления лампочки. Прикладывается винт к комплекту компаса в специальном мешочке.

Компас устанавливается на приборной доске пилота так, чтобы при положении самолета в линии полета картушка компаса была строго горизонтальной. Компас устанавливают на приборной доске в отверстия диаметром 80 *мм* и крепят при помощи стандартного крепежного кольца.

Декремент затухания компаса около 3,5, время успокоения около 25 сек.; угол увлечения при скорости вращения компаса 1 оборот в 10 сек. составляет 15—20°; застой меньше 0,5°.

Вес компаса около 1000 *г*.

20. МОНТАЖ КОМПАСОВ НА САМОЛЕТЕ

К установке компаса на самолете предъявляются следующие требования.

Пилот должен хорошо видеть компас, не меняя положения головы. Лучше всего пользоваться компасом с вертикальной картушкой, установленным в верхней части приборной доски, прямо против пилота.

Для штурмана лучше всего устанавливать компас прямо перед его рабочим местом, несколько ниже уровня глаз.

Компас нужно устанавливать дальше от магнитных полей, имеющихся на самолете. Электрические приборы на самолете нужно обязательно экранировать, а электропроводку постоянного тока вести бифилярно, т. е. свивать провода от плюса бортовой сети с проводами от минуса.

Установка компаса должна быть достаточно жесткой и не допускать вибрации его. Если вибрации самолета велики, полезно предусмотреть резиновую амортизацию компаса.

Ночное освещение компаса не должно утомлять глаза и не должно давать бликов.

Курсовая черта компаса должна находиться в плоскости симметрии самолета.

21. УСТРАНЕНИЕ ДЕВИАЦИИ

Для уменьшения полукруговой девиации на самолете применяется способ Эри, заключающийся в следующем. Устанавливают самолет на магнитный курс N, определяют и записывают девиацию, затем то же самое производят для курса S. Складывают алгебраически обе полученные девиации, делят на два и доводят девиацию на курсе S до полученного результата при помощи девиационного прибора.

То же самое производят на курсах W и E.

Девиация после уменьшения носит название *остаточной девиации.*

Остаточную девиацию можно также вычислить по специальным формулам, имея девиацию компаса на восьми румбах. Остаточную девиацию наносят на специальные графики девиации вместе с графиками перевода курсов от магнитного к компасному и обратно (фиг. 98).

На легких самолетах девиацию проверяют на земле, а на тяжелых — в воздухе. Для проверки девиации самолет последовательно устанавливается точно на магнитные курсы 0, 45, 90, 135, 180, 225, 270 и 315°.

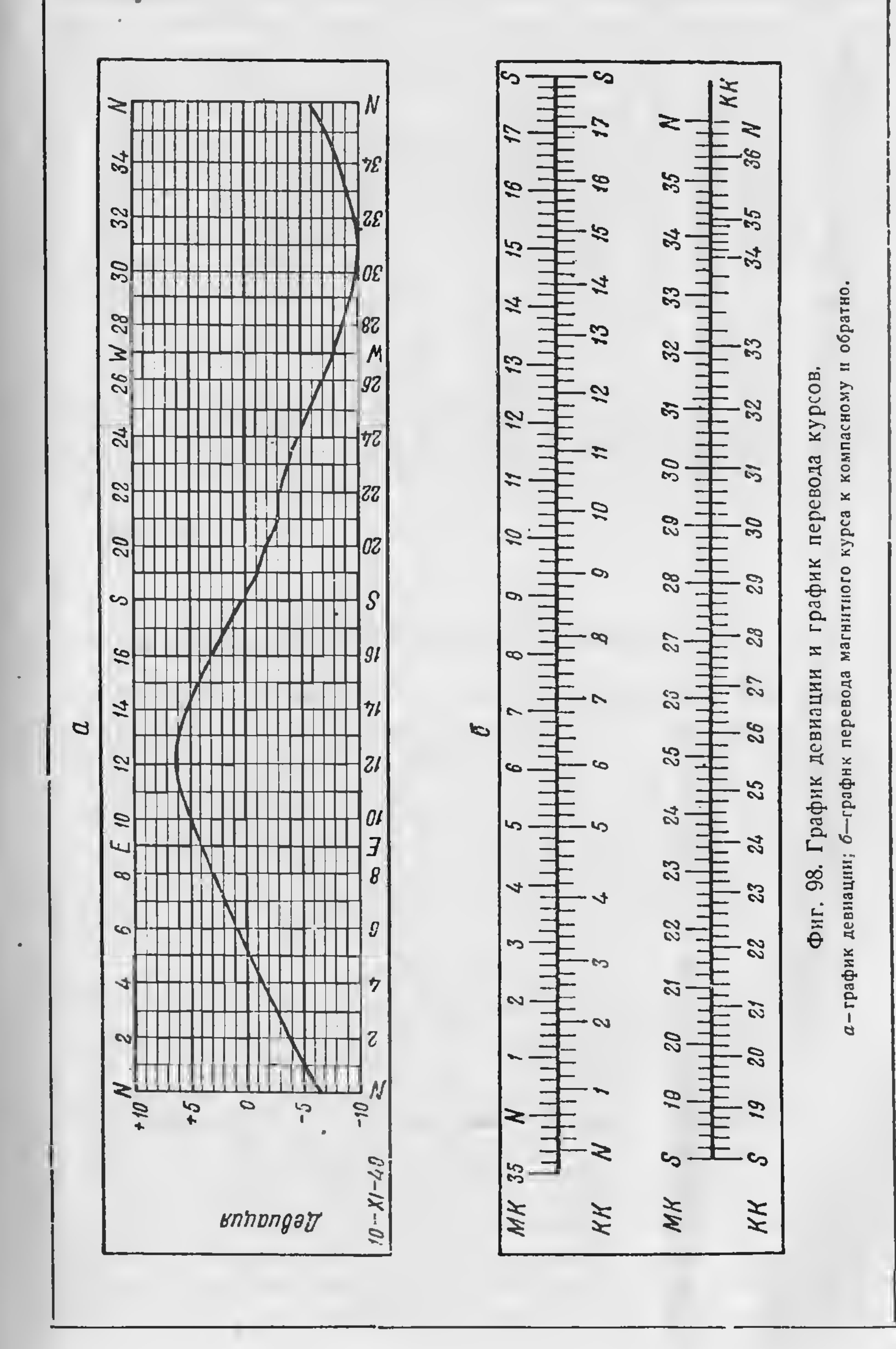
Установка производится при помощи специального девиационного пеленгатора или на площадке, разбитой на главные и промежуточные румбы.

Девиацию проверяют вдали от ангаров, самолетов и вообще вдали от всяких металлических предметов, которые могли бы повлиять на показания компаса.

22. ПОВЕДЕНИЕ КОМПАСА В ПОЛЕТЕ

Даже при прямолинейном горизонтальном полете пользование компасом сопряжено с рядом трудностей, так как самолет, идя по курсу, не выдерживает строгой прямой, а колеблется в ту и в другую сторону от нужного направления. В связи с этим колеблются показания магнитного компаса, затрудняя отсчет курса.

Причиной трудности ведения самолета по курсу при помощи компаса следует считать также и то, что компас неправильно ука-



Фиг. 98. График девиации и график перевода курсов.
а—график девиации; б—график перевода магнитного курса к компасному и обратно.

зывает угол поворота при развороте с креном. Здесь появляется так называемая северная поворотная ошибка, зависящая от курса самолета и заключающаяся в том, что картушка компаса, получая такой же крен, как и самолет, подвергается влиянию не только горизонтальной, но и вертикальной составляющей земного магнитного поля. Движение картушки при этом настолько энергично, что пользование компасом становится невозможным. Наиболее резко эта ошибка проявляется на северных курсах, почему она и называется северной. На курсах 90 и 270° ошибка равна нулю.

В спокойной атмосфере колебания картушки компаса обычно невелики (±2 или ±3°); если же атмосферные условия неблагоприятны, то колебания эти могут достигать значительной величины (до ±20° и выше). В таких случаях выбирают какой-либо отдаленный ориентир и ведут машину на этот ориентир. Изредка следует смотреть на компас и проверять правильность курса. Для определения курса, по которому фактически следует самолет, штурман периодически наблюдает за компасом. Серия наблюдений, произведенных непрерывно с небольшими интервалами, может довольно точно указать средний компасный курс самолета.

ГЛАВА ЧЕТВЕРТАЯ

ЭЛЕКТРИЧЕСКИЕ ПРИБОРЫ

23. ПОНЯТИЕ ОБ ЭЛЕКТРИЧЕСКИХ АВИАЦИОННЫХ ПРИБОРАХ

Электрическими авиационными приборами принято называть те приборы, в которых в качестве указателя применяют электроизмерительные или вообще электрические приборы. Электроизмерительные приборы имеют чаще всего подвижную часть со стрелкой, на оси которой развивается вращающий момент под влиянием изменения какой-либо электрической величины. При перемещении подвижной части возникает противодействующий момент, не зависящий от изменения электрической величины (чаще всего применяют пружину).

В большинстве случаев электроприборами приходится измерять величины не электрические, а совершенно другой физической природы, например, температуру, скорость, объем и пр. Поэтому необходимо иметь промежуточное устройство, преобразовывающее подлежащие измерению неэлектрические величины различной физической природы в электрические величины, изменяющиеся в какой-либо зависимости от измеряемых неэлектрических величин.

Основным преимуществом электроизмерительных приборов является возможность отнести измерительный прибор-указатель от места измерения теоретически на любое расстояние, т. е. получить дистанционные измерительные приборы. Требование же дистанционности действия вытекает из многомоторности самолета и удаленности кабин экипажа самолета от моторов.

Длинные гибкие передачи, применяемые в неэлектрических приборах, неудобны и ненадежны, так же как и длинные трубки.

В настоящее время электрические авиационные приборы начинают занимать господствующее место на приборной доске самолета.

Конструкторская мысль неустанно работает над новыми приборами, более точными, более удобными, решающими все более сложные задачи. С каждым годом будут появляться все новые электрические приборы, облегчающие человеку контроль над моторами и помогающие точнее и лучше водить самолеты в условиях любой метеорологической обстановки.

24. ЭЛЕКТРИЧЕСКИЕ ТЕРМОМЕТРЫ СОПРОТИВЛЕНИЯ

Для измерения температур применяют обычно два вида электрических термометров: термометры сопротивления, использующие зависимость сопротивления проводника от температуры, и термометры термоэлектрические, использующие явление Зеебека, т. е. появление термоэлектродвижущей силы при нагревании спая двух различных металлов.

На самолете устанавливаются электрические термометры сопротивления трех видов:

1) термометр воздуха ТВЭ-6, предназначенный для измерения температуры окружающего воздуха в пределах от —70 до +70°;

2) термометр масла и воды ТМЭ-6, предназначенный для измерения температуры масла и воды в авиационном двигателе в пределах от 0 до +125°;

3) термометр карбюраторный ТКЭ-6, предназначенный для измерения температуры воздуха в карбюраторе авиационного двигателя в пределах от —30 до +70°.

Фиг. 99. Мост Уитстона.

Принцип действия. Действие термометра сопротивления основано на принципе неуравновешенного моста Уитстона.

Принципиальная схема моста Уитстона состоит из четырех сопротивлений R_1, R_2, R_3, R_x, составленных в виде четырехугольника (фиг. 99).

В одну из диагоналей этого четырехугольника включен гальванометр *Г*, а в другую диагональ источник электроэнергии (батарея или аккумулятор). Подбирая сопротивления R_1, R_2 и R_3, можно добиться такого положения, когда падение напряжения на участке *ac* будет равно падению напряжения на участке *ad*. В этом случае потенциалы точек *c* и *d* сравняются между собой, и гальванометр

не даст отклонения ни в одну, ни в другую сторону. На участке *acb* сила тока I_1 будет везде одинакова, так как в диагонали моста ток не ответвляется. Силу тока на участках *adb* обозначим I_2.

Пользуясь законом Ома, условие равновесия моста можно выразить следующими уравнениями:

$$I_1 R_1 = I_2 R_2,$$
$$I_1 R_x = I_2 R_3.$$

При делении второго уравнения на первое получаем отношения сопротивлений моста:

$$\frac{R_x}{R_1} = \frac{R_3}{R_2},$$

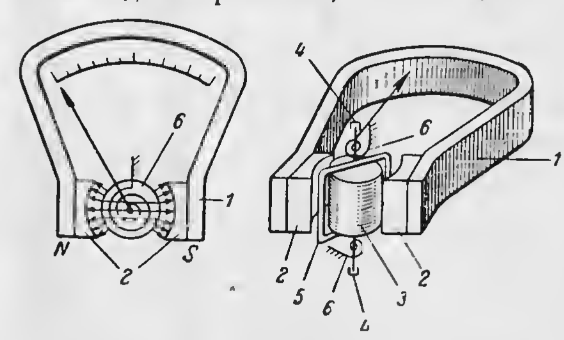
или

$$R_x R_2 = R_1 R_3.$$

Отсюда следует, что *при равновесии моста произведения накрест лежащих сопротивлений равны между собой.*

Если это равенство нарушается, то через гальванометр проходит ток, притом тем бо́льший, чем больше неуравновешенность моста.

В термометрах сопротивления одно плечо моста R_x выполняется из медной проволоки, изменяющей свое сопротивление в зависимости от температуры окружающей среды (приблизительно 0,4% на 1°). Остальные три плеча R_1, R_2 и R_3 изготовляют из манганиновой проволоки, сопротивление которой практически не зависит от температуры.



Фиг. 100. Принцип устройства магнитоэлектрического прибора.

Плечо R_x помещают в среду, температуру которой нужно измерить. Указатель прибора, выполняющий роль гальванометра моста, монтируют на приборной доске. Для термометров сопротивления в качестве указателя обычно служит магнитоэлектрический гальванометр.

Магнитоэлектрический гальванометр. Наиболее точными измерительными приборами для постоянного тока следует считать приборы, основанные на действии постоянного магнита на подвижную катушку с проходящим через нее током. Эти приборы называются магнитоэлектрическими (фиг. 100).

Магнитная система приборов такого типа выполнена в виде стального магнита *1* подковообразной формы с полюсными надставками *2*. Между полюсными надставками расположен неподвижный железный цилиндр *3*, придающий силовым линиям радиальное направление. Внутри цилиндра проходит тонкая ось, могущая вращаться в агатовых гнездах *4*. С осью скреплена легкая алюминиевая рамка *5*, на которой намотана катушка из тонкой изолированной проволоки.

Концы катушки выведены к двум спиральным бронзовым пружинкам (упругим волоскам) *6*. Эти пружинки имеют двойное назначение: они служат для подвода тока к подвижной обмотке из внешней цепи и создают момент, противодействующий вращению рамки и устанавливающий ее на нуль при отсутствии в ней тока. Пружины механически скреплены и с осью и с корпусом прибора, но изолированы от них электрически. При вращении оси одна пружина закручивается, вторая раскручивается. С осью рамки скреплена легкая алюминиевая стрелка, конец которой может перемещаться вдоль шкалы.

Боковые стороны подвижной катушки находятся в магнитном поле, пронизывающем воздушные зазоры между полюсами и железным цилиндром.

При прохождении тока через катушку ее собственный магнитный поток будет взаимодействовать с потоком магнита, создавая усилие

$$f = BIl,$$

где B — индукция основного поля;
I — сила тока, протекающая через катушку;
l — длина всех боковых сторон витков катушки (активная длина).

Усилие f направлено по касательной к окружности вращения боковых сторон.

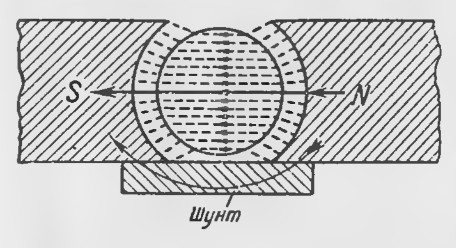
В правой части формулы переменной величиной является только сила тока I. Магнитная индукция B и длина провода l остаются постоянными. Отсюда следует, что усилие f будет прямо пропорциональным силе тока I.

Повороту рамки сопротивляется сила упругости пружин. Момент, развиваемый силой упругости пружин, прямо пропорционален углу закрутки. В результате этого получаем, что угол отклонения стрелки будет пропорциональным силе тока I, т. е. шкала прибора по всей окружности будет равномерна.

При перемене направления тока в катушке изменится и направление отклонения рамки, следовательно, прибор требует соблюдения полярности или же может иметь двухстороннюю шкалу. Демпфирование прибора происходит автоматически, благодаря тому что при движении алюминиевой рамки в поле магнита в ней возникают токи, стремящиеся противодействовать этому движению.

На показания магнитоэлектрических приборов в большой степени влияют изменения окружающей температуры. Температурные ошибки, возникающие от изменения магнитного поля постоянного магнита и упругих свойств противодействующих пружинок, взаимно уничтожаются. Но изменение сопротивления катушки гальванометра с изменением температуры может служить причиной боль-

шой погрешности в отсчете. Для компенсации изменения сопротивления обмотки применяется так называемая термомагнитная компенсация, представляющая собой пластинку из специального медно-никелевого сплава, которая накладывается на полюсные наконечники постоянного магнита в качестве магнитного шунта (фиг. 101). Сплав этот обладает большим отрицательным коэфициентом магнитной проницаемости, т. е. обладает свойством увеличивать свое магнитное сопротивление с увеличением температуры.

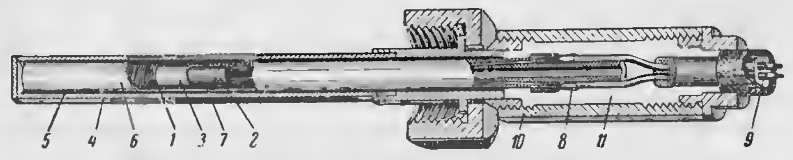


Фиг. 101. Термомагнитная компенсация гальванометра.

При увеличении окружающей температуры сопротивление рамки увеличится, и ток, протекающий через катушку гальванометра, уменьшится. Это уменьшение тока уменьшит отклонение стрелки и, следовательно, показания прибора. Чтобы скомпенсировать указанное изменение тока и тем самым сохранить то же отклонение стрелки, следует увеличить напряженность магнитного поля в зазоре. Последнее и производит термомагнитный шунт благодаря свойству увеличивать свое сопротивление прохождению магнитного потока с увеличением температуры.

Наложение термомагнитного шунта влечет за собой уменьшение рабочего потока в воздушном зазоре на 20—30%, но с этим приходится мириться, так как температурную погрешность в рабочих пределах электрических авиационных термометров благодаря этому удалось снизить до 0,05% на каждый градус изменения температуры.

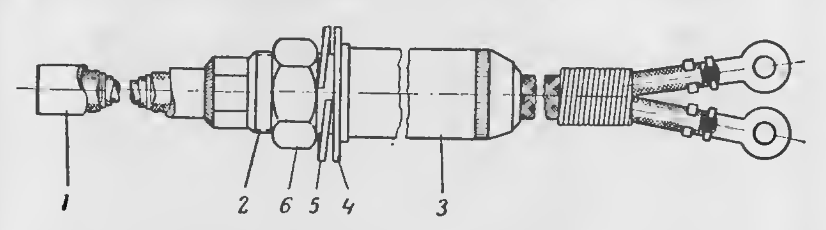
Конструкция приемников. Конструктивное выполнение всех термометров сопротивления одинаково и отличается лишь некоторыми деталями.



Фиг. 102. Приемник термометра сопротивления.

Приемники термометров ТМЭ-6, ТКЭ-6, ТВЭ-6 (фиг. 102) выполнены в виде неразборных герметичных конструкций. Медная проволока *1* диаметром 0,07 *мм* наматывается в один слой на эбонитовую или медную трубку *2*, предварительно оклеенную папиросной бумагой *3*. Обмотку заливают бакелитом *7* и покрывают бумагой *6*. Сопротивление обмотки 53±1 *ом* при 0°. Чехол *4* делают из латуни или мельхиора и заливают жидким бакелитом *5*, в который вставляют трубку с обмоткой.

Бакелит, создавая хорошую электрическую изоляцию, надежно скрепляет обмотку и чехол. К выводам обмотки припаивают наконечники *8*, а к последним — проводники соединительного бронированного провода *9*. Место пайки помещается в головке приемника *10* и заливается неолейкоритом *11* (смесь жидкого бакелита, глицерина и серной кислоты). После бакелитизации приемник температуры становится неразъемной конструкцией.

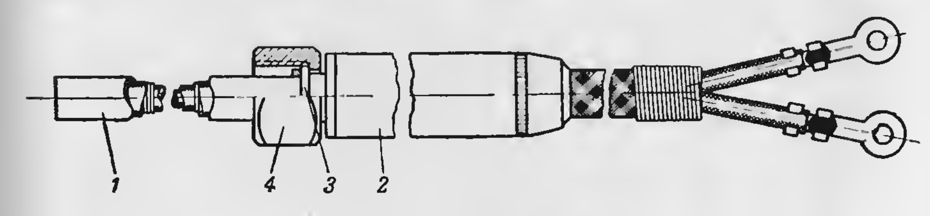


Фиг. 103. Приемник ТВЭ-6.

1—латунная трубка; *2*—резьбовая втулка; *3*—головка термометра; *4*—шайба; *5*—шайба Гровера; *6*—гайка.

Общий вид приемника ТВЭ-6 изображен на фиг. 103.

Теплочувствительный элемент прибора смонтирован в запаянной с одного конца латунной трубке *1* с толщиной стенки 1 *мм*. Другой конец трубки закончен резьбовой втулкой *2* с заплечиком, скрепленной с головкой *3*, в которой находится спайка соединительного провода с концами обмотки теплочувствительного элемента. Головка залита неолейкоритом. На резьбовую втулку *2* надета шайба *4* и шайба Гровера *5*, предохраняющая гайку *6* от саморазвертывания при вибрации. Шайбы *4* и *5* и гайка *6* предназначены для крепления приемника. Термометр снаружи отникелирован.



Фиг. 104. Приемник ТМЭ-6.

1—латунная трубка; *2*—головка термометра; *3*—заплечико; *4*—гайка.

Приемники всех термометров взаимозаменяемы и имеют одинаковое сопротивление, равное 53±0,1 *ом* при температуре 0°. Сопротивление соединительных проводов учитывают при градуировании прибора. В целях идентичности сопротивление соединительных проводов выбрано равным 0,13 *ом*. Изменение сопротивления проводов на ±0,1 *ом* дает ошибку 0,45°.

Вес приемника с соединительным проводом 0,6 *кг*.

Приемник ТМЭ-6 (фиг. 104) отличается от приемника ТВЭ-6 только габаритами. Под головкой *2* приемника имеется заплечико

3, на котором свободно установлена гайка *4*, предназначенная для крепления приемника на месте его монтажа к специальному штуцеру.

Приемники типа ТМЭ-6 изготовляют с соединительным проводом длиной 0,8, 1,8, 2,4 и 3 *м*.

Конструкция приемника ТКЭ-6 ничем не отличается от конструкции приемника ТМЭ-6. Длина соединительных проводов 2,2 и 3 *м*.

В последнее время выпущены приемники термометров с разъемной головкой. Эти приемники полностью соответствуют неразборным приемникам той же марки.

Приемник сопротивления с разъемной головкой состоит из арматуры, представляющей собой стакан для крепления приемника к мотору, провода со штепселем и накидной гайкой и пакета (чувствительный элемент в защитном чехле), выводы которого присоединены к вилке.

В случае выхода чувствительного элемента из строя нужно отвернуть накидную гайку и разъединить штепсельное соединение; затем надо отвернуть винты, находящиеся в продолговатых гнездах, и вытянуть пакет. Два запломбированных винта, находящихся в круглых гнездах, отвертывать не следует. После того как вставлен новый пакет и собрана арматура, термометр опять пригоден к работе.

Указатель. Указатель термометров сопротивления представляет собой вибрационно-устойчивый магнитоэлектрический гальванометр, рассчитанный для работы на самолете. Прибор вместе с мостом Уитстона помещен в бакелитовый корпус (фиг. 105).

Шкалы указателей окрашены в черный цвет и имеют оцифровку.

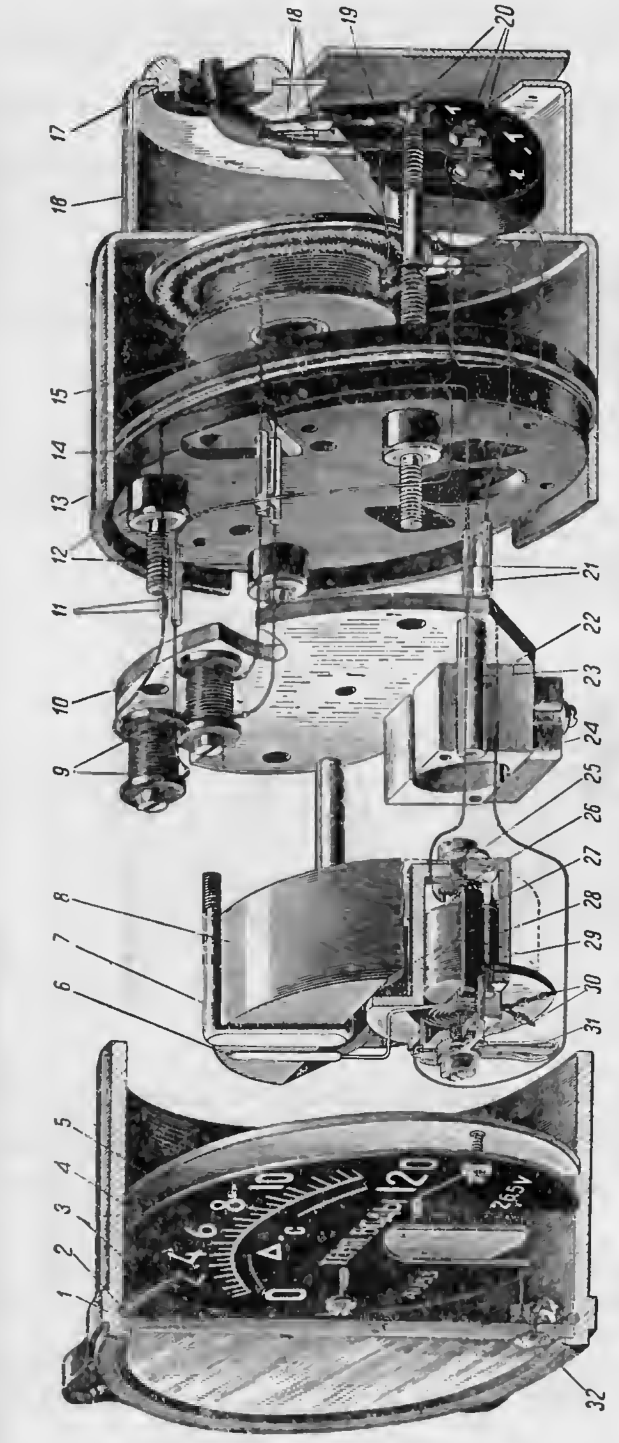
В нижней части стекла с внутренней стороны произведена опознавательная окраска: приборы, измеряющие температуру воды, окрашены в зеленый цвет, приборы, измеряющие температуру масла, окрашены в коричневый цвет. Цена деления 5°. Цифры, деления и конец стрелки покрыты светящейся массой.

Нулевое положение стрелки при выключенном токе отмечено треугольником. Для механической установки стрелки в нулевое положение на стекле указателей термометров имеется корректор. Корректируют указатель, поворачивая вправо и влево выступающую над стеклом головку корректора. В указателях применена температурная компенсация, описанная выше.

Для уменьшения магнитного влияния указателей термометров сопротивления на компас и на другие измерительные приборы, расположенные вблизи, на корпуса указателей надет магнитный экран.

Для присоединения к измерителю соединительных проводов от приемников и источников питания с задней стороны прибора имеются зажимы, закрываемые защитным алюминиевым кожухом (фиг. 106).

Вес измерителя с экраном равен примерно 0,75 *кг*.



Фиг. 105. Указатель термометров сопротивления.

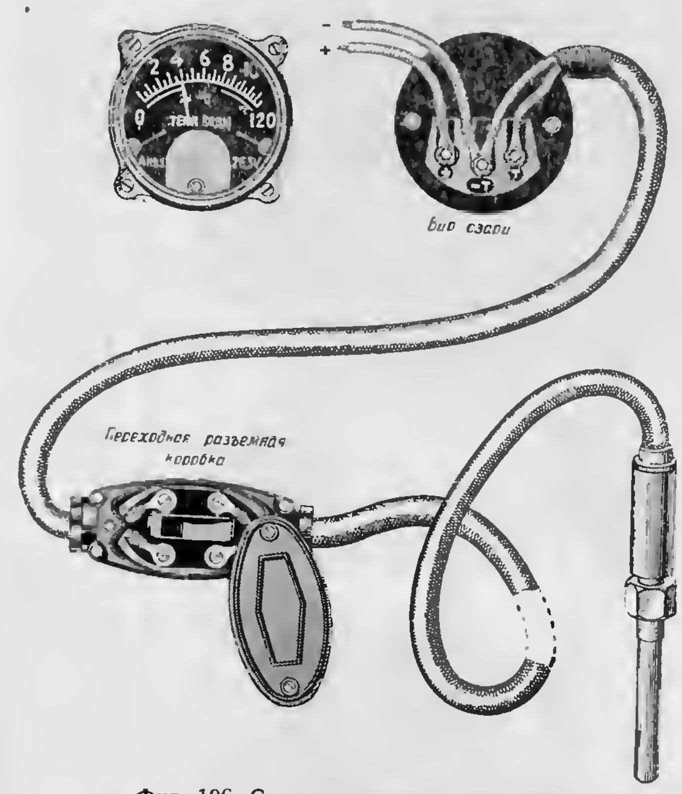
1—корпус; *2*—стекло; *3*—прижимное кольцо; *4*—шкала; *5*—магнитный экран шкалы; *6*—стрелка; *7*—магнитодержатель; *8*—магнит; *9*—1-я и 2-я катушки сопротивления; *10*—основание механизма; *11*—трубки проводников; *12*—изоляционные прокладки; *13*—магнитный экран корпуса; *14*—изолирующее основание из пластической массы; *15*—3-я катушка сопротивления; *16*—алюминиевый кожух; *17*—эбонитовая втулка; *18*—проводники к приемнику; *19*—клеммовая эбонитовая колодка; *20*—клеммы; *21*—проводники гальванометра; *22*—полюсные наконечники; *23*—стойка шкалы; *24*—термомагнитный шунт; *25*—регулируемый подпятник; *26*—волосок подвижной системы; *27*—рамка с обмоткой; *28*—сердечник; *29*—кронштейн подвижной системы; *30*—противовесы стрелки; *31*—рычаг корректора; *32*—узел корректора.

Магнит указателя изготовлен из никель-алюминиевой стали.

Катушка рамки изготовлена из медной проволоки диаметром 0,07 *мм*.

Между наконечниками полюсов и сердечником имеется зазор 2 *мм* на сторону.

Ось подвижной системы опирается на каменные подшипники (агат или сапфир), установленные в латунной обойме. В верхней



Фиг. 106. Схема монтажа термометра.

части обоймы имеется корректор, винт которого выведен на стекло прибора. Обойму крепят к наконечникам магнита. Магнит с помощью скобы связан с алюминиевой плитой. К стойкам этой плиты привинчена алюминиевая шкала, а также подшкальная экранирующая пластинка.

Сопротивления моста намотаны на алюминиевую катушку, впрессованную в дно корпуса так, что она одной щекой прилегает к экрану. Это облегчает отвод тепла при нагреве плеч моста. Диаметр корпуса измерителя 80 *мм*.

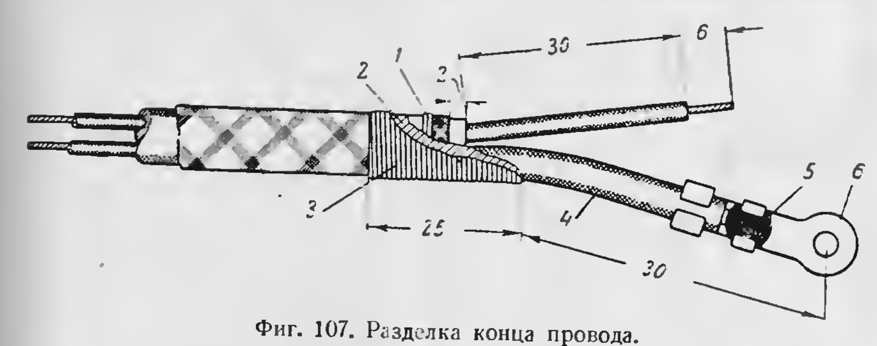
Монтаж термометров сопротивления. Указатели термометров крепят к приборной доске самолета винтами. В ушки прибора

впрессованы самотормозящие гайки, не дающие возможности отвертываться крепежным винтам при вибрации.

Питание приборов берется от бортовой электросети (для этого термометр выпускается двух видов: на 13,5 *в* и на 26,5 *в*). Рабочее напряжение прибора обозначено на обратной стороне указателя и на шкале прибора.

Приемник с указателем соединяются проводами марки ПК-4 (общим сечением каждой жилы не менее 1 *мм²*) или марки ЛПРГС (общим сечением каждой жилы 1,5 *мм²*).

Провод марки ПК-4 (медный, двухжильный с изоляцией каждой жилы резиновой опрессовкой, покрытый чулком из пряжи и



Фиг. 107. Разделка конца провода.

1—проволока; 2—изоляционная лента; 3—цветная нитка; 4—линоксиновая трубка; 5—припой; 6—наконечник.

поверх всего шелковой оплеткой) применяется при монтаже в случае отсутствия провода марки ЛПРГС.

Удлинение соединительных проводов увеличивает погрешность прибора. Увеличение сопротивления проводов на 0,23 *ом* дает ошибку 1°. Следовательно, увеличение длины линии на 1 *м* при сечении провода 1 *мм²* дает ошибку примерно 0,15° и при сечении провода 1,5 *мм²* 0,1°.

Провода питания термометров необходимо припаивать горячим способом к сети подкрыльных факелов. Эта сеть в полете обычно не нагружена, и поэтому колебания напряжения в ней минимальны. Если припайка к сети подкрыльных факелов невозможна, то делается специальная подводка от источника питания.

Соединительные провода следует прокладывать в местах, защищенных от непосредственного соприкосновения с горячими частями мотора, в местах, исключающих попадание масла и свободных от атмосферных воздействий.

В разрыв одного из проводов питания следует поставить выключатель для включения и выключения термометра.

Если термометры получены для монтажа с неразделанным концом провода, следует произвести разделку согласно размерам, указанным на фиг. 107. Для этого требуется снять броню и общую резиновую изоляцию на нужную длину, не надрезая ножом отдельных жил провода; обвязать броню около отреза двумя оборотами

проволоки со скруткой концов; надеть на каждую жилу линоксиновую трубку и напаять на концы провода кабельные наконечники, обжав лапками наконечника линоксиновую трубку.

Место разделки провода и начало линоксиновых трубок на длине 2—3 *см* следует обмотать изоляционной лентой в один слой. Это место затем обматывается ниткой, причем для термометров ТКЭ-6 и ТВЭ-6 берут черную нитку, для термометра ТМЭ-6 для масла коричневую нитку, а для ТМЭ-6 для воды зеленую нитку.

При установке термометров ТКЭ-6 и ТМЭ-6 провода от приемника присоединяют к стандартной коробке разъема (фиг. 108), которую устанавливают где-либо вблизи мотора (например на пожарной перегородке), с другой стороны к коробке разъема подводят провода от указателя.

Фиг. 108. Коробка разъема.

Приемник термометра ТВЭ-6 устанавливают на фюзеляже самолета.

До монтажа термометра на самолете рекомендуется проверить исправность приемника и указателя в следующем порядке. Проверяют меггером сопротивление изоляции. Один полюс меггера присоединяют к арматуре термометра, а другой — к соединенным между собой концам соединительного провода. Сопротивление изоляции не должно быть ниже 5 *мгом.* После этого испытывают термометр на работу, для чего соединяют приемник, указатель и источник питания постоянного тока. Стрелка прибора при этом должна указать температуру окружающего воздуха. Затем погружают приемник до крепежной гайки в нагретую воду и сравнивают показания указателя и ртутного термометра, погруженного в ту же воду. Разница показаний на максимальном делении не должна превышать 3—4°.

При монтаже в первую очередь устанавливают приемник и указатель, затем монтируют провода от приемника к коробке разъема и к измерителю.

В последнюю очередь приключают провода питания к сети.

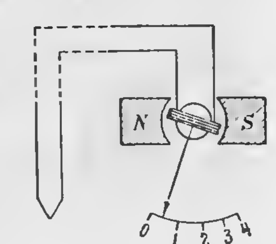
25. ТЕРМОЭЛЕКТРИЧЕСКИЙ ТЕРМОМЕТР ЦИЛИНДРОВ ТЦТ-5

Принцип действия прибора. Если подогревать спай двух проводов из разнородных металлов, то в этих проводах возникает электродвижущая сила, величина которой зависит от материала и разницы температур спая и холодных концов проводов.

Если на холодном конце проводов поддерживать постоянную температуру, то, измеряя гальванометром величину термоэлектродвижущей силы, можно судить о температуре той среды, в которую помещен горячий конец. Такой способ измерения температуры среды называется *термоэлектрическим* способом, а цепь, составленная из двух разнородных металлов, называется *термопарой.* Действие термометра цилиндров ТЦТ-5 основано на принципе измерения температуры термоэлектрическим способом. Для точности показаний гальванометра необходимо, чтобы на свободных концах термопары температура была постоянной или нужно учитывать изменение этой температуры при отсчете по прибору.

Для поддержания постоянной температуры холодного конца термопары его относят при помощи так называемых компенсационных проводов в зону с небольшими колебаниями температуры.

Компенсационные провода подбирают с такой характеристикой, чтобы развиваемая ими в паре между собой термоэлектродвижущая сила была примерно такой же, как и у термоэлектродных проводов.



Фиг. 109. Принципиальная схема термоэлектрического термометра.

На фиг. 109 показана принципиальная схема термоэлектрического термометра. Возрастание или убывание температуры горячего спая вызывает соответствующее изменение величины термоэлектродвижущей силы, которая приводит к изменению силы тока в термоэлектрической цепи и, следовательно, в гальванометре.

Но эта сила тока также зависит от величины общего сопротивления цепи Изменение сопротивления в цепи изменяет силу тока термопары и вызывает погрешность в показаниях гальванометра. Поэтому категорически воспрещается укорачивать или удлинять длину компенсационных проводов.

Указатель. Основным измерительным прибором для термопар, так же как и для термометров сопротивления, служит магнитоэлектрический гальванометр.

При градуировании шкалы гальванометра температуру холодных концов принимают за некоторую постоянную величину, в большинстве случаев равную нулю.

Если температура холодного спая не равна нулю, то разность температур холодного и горячего спаев будет уменьшена, и показания по прибору будут уменьшены против истинной величины.

Если стрелку отключенного гальванометра заранее поставить на деление, соответствующее температуре холодного спая, то прибор будет показывать истинную температуру.

Первоначальное исправление показаний производят специальным механическим корректором, установленным на стекле прибора.

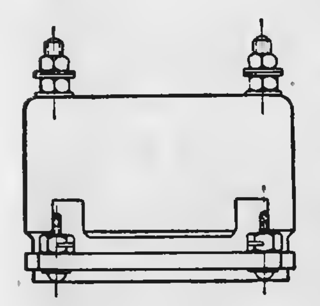
Для этого выключают термопару и, вращая отверткой корректорный винт, устанавливают стрелку указателя на деление, соответствующее собственной температуре указателя.

Для того чтобы дальнейшее изменение температуры холодного спая не искажало показаний прибора, в последнем имеется биме-

таллический корректор, представляющий собой спиральную пружинку из двух прокатанных в горячем состоянии пластин разнородных сплавов.

При изменении температуры воздуха, окружающего измеритель, а следовательно, и температуры свободных концов термопары, спираль раскручивается или скручивается, увлекая за собой подвижную систему и связанную с ней стрелку измерителя. Величина угла закручивания рассчитана таким образом, что происходит компенсация влияния температуры свободного конца термопары на показания прибора.

Изменение температуры указателя вызывает также изменение электрических, магнитных и механических свойств материалов, из которых собран указатель. Изменяется упругость волосков, напряжение магнитного поля и сопротивление провода рамки. Изменение упругости волоска и напряжения магнитного поля примерно одинаковы и взаимно компенсируются. Погрешность от изменения сопротивления провода рамки компенсируется магнитным шунтом.


Фиг. 110. Указатель термометра ТЦТ-5.

Указатель термометра ТЦТ-5 (фиг. 110) заключен в бакелитовый корпус. Шкала указателя окрашена в черный цвет и имеет оцифровку от 0 до +350°. Рабочей частью шкалы является интервал от +100 до +250°. Цена каждого деления 10°. Все цифры, деления через каждые 50°, дуга шкалы в рабочей части и стрелка прибора окрашены светящейся краской постоянного действия. С задней стороны указателя имеется два зажима, изготовленных из материалов, аналогичных или близких по термоэлектрическим характеристикам к материалам термоэлектродов.

Для уменьшения магнитного влияния измерителя на магнитный компас и на другие измерительные приборы, расположенные вблизи, а также для устранения влияния посторонних магнитных полей на указатель на корпус последнего надет магнитный экран. Тем не менее не рекомендуется располагать указатель ТЦТ-5 ближе, чем на 30 *см* от других магнитных или электрических приборов. Каждому измерителю ТЦТ-5 соответствует свой магнитный экран.

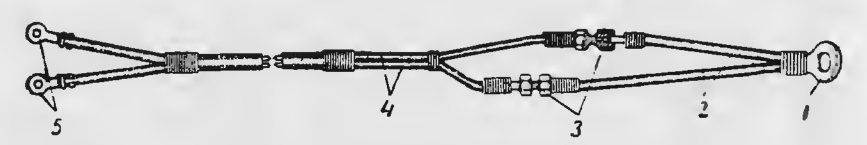
На магнитный экран нанесена длина компенсационного провода, наименование прибора и номер градуировки.

Магнит указателя изготовлен из никель-алюминиевой стали.

Между полюсными наконечниками двумя винтами укреплена обойма со вставленным в нее сердечником. Термомагнитные шунты привернуты к полюсным наконечникам двумя винтами каждый.

Приемник (фиг. 111). Термопара, являющаяся приемником температуры, представляет собой кольцо из красной меди со впаянными в нее двумя проводниками. Плюсовый провод изготовлен из хромеля, минусовый — из копеля.

Кольцо из красной меди выполняет роль теплоприемника. На нем выбивают номер градуировки, соответствующий номеру градуировки на указателе. Этот конец термопары является «рабочим концом». Противоположные концы образуют «свободный конец». Диаметр каждого термоэлектрода 1,5 *мм*, длина плюсового термоэлектрода 85 *мм*, а минусового 130 *мм*. Различная длина проводников предохраняет от ошибок при монтаже соединительных (компенсационных) проводов.



Фиг. 111. Приемник термометра ТЦТ-5.

1—приемная шайба; *2*—термоэлектродные провода; *3*—соединения; *4*—соединительные (компенсационные) провода; *5*—наконечники.

Медное кольцо после впайки в него концов термоэлектродов никелируют; термоэлектроды изолируют один от другого жароупорной асбестовой ниткой; затем на термоэлектроды надевают общий асбестовый чулок, закрепленный льняной ниткой.

Термоэлектродные провода заканчиваются наконечниками специальной конструкции для соединения с компенсационным проводом. Один компенсационный провод изготовлен из хромеля, другой из копеля. Длина проводов 3,25 ±0,5 или 5,5 ±0,8 *м*.

Величина электрического сопротивления соединительных проводов учитывается при градуировании, поэтому на обратной стороне железного экрана указателя указывается длина соединительного провода, соответствующая данному гальванометру.

Соединительные провода изготовлены в виде двухжильного кабеля с изоляцией каждой жилы и с общей оплеткой из искусственного шелка. Сечение каждого проводника 1 *мм*².

Сопротивление хромель-копелевой термопары вместе с компенсационным проводом составляет 3,65 ±0,10 *ом* (при длине провода 3,25 *м*) или 6,30 ±0.10 *ом* (при длине провода 5.5 *м*).

Соединительные провода с одной стороны снабжены наконечниками, обеспечивающими возможность присоединения к соответствующим наконечникам термоэлектродных проводов. С другой стороны концы проводов снабжены обычными наконечниками, надеваемыми на зажимы указателя. Во избежание перепутывания полярности проводов в наконечниках имеются различные по диаметру отверстия, соответствующие диаметрам зажимов.

Соединительные провода, так же, как и термоэлектродные, ни в коем случае не подлежат укорачиванию или удлинению.

Монтаж термометра ТЦТ-5. Приемная шайба термопары с отключенным соединительным проводом зажимается под свечей. Выходные концы термопары крепят к головке цилиндра или к специальной державке, прикрепленной к свече или к головке цилиндра.

Соединительные провода присоединяют к термопаре и сразу же за местом соединения их крепят к какой-либо жесткой конструкции. Металлические контакты, во избежание их замыкания между собой и через металлические части самолета целесообразно обернуть изоляционной лентой.

Соединительные провода надо прокладывать так, чтобы они были защищены от непосредственного соприкосновения с ними горячих частей мотора, а также от попадания на них масла.

После установки указателя на приборной доске самолета надо его стрелку с помощью корректора установить на температуру, соответствующую температуре окружающего воздуха. Это следует производить после того, как прибор выдержан в данной температуре в течение 2—3 час., иначе возможна ошибка из-за несовпадения температуры воздуха с температурой измерителя.

Установив стрелку на температуру окружающего воздуха, снимают проводник, закорачивающий зажимы прибора, и прикрепляют к ним наконечники соединительных проводов, учитывая диаметр зажимов и отверстий в наконечниках.

При монтаже прибора необходимо обратить внимание на совпадение номера градуировки, обозначенного на шкале или экране указателя и на шайбе термопары. Ни в коем случае нельзя допускать совместной работы указателя и термопары с различными градуировками и с несоответствующей длиной проводников.

У устанавливаемых приборов, кроме того, должны совпадать цвета точек, нанесенных непосредственно под номером градуировки на шайбе термопары и на экране указателя. Это совпадение цветов необходимо соблюдать и при замене указателя или термопары.

Исправные соединительные провода могут оставаться без замены вне зависимости от номера градуировки и цвета точки. Заменять провода необходимо только при изменении основного термоэлектродного материала или при замене комплекта, предназначенного для работы с компенсационным проводом 3,25 *м* на комплект с длиной компенсационного провода 5,5 *м*. Выполнять последнее правило совершенно обязательно, дабы не получить большую дополнительную погрешность при эксплоатации прибора.

26. ЭЛЕКТРИЧЕСКИЙ ТАХОМЕТР ПОСТОЯННОГО ТОКА СЭТ-1400

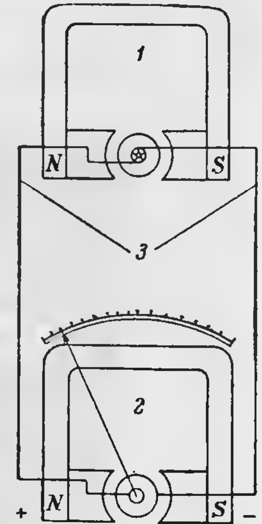
Назначение. Скорость вращения коленчатого вала двигателя контролируется тахометром, помогающим летчику установить нужный режим работы двигателя.

Обычно скорость вращения коленчатого вала измеряется числом оборотов его в минуту. В этих единицах и тарируют шкалу тахометра.

По принципу действия тахометры делят на центробежные, электрические, часовые, фрикционные и др.

Наиболее распространены центробежные и электрические тахометры.

Принцип действия электрического тахометра. Электрический дистанционный тахометр постоянного тока работает по принципу вольтметра, измеряющего напряжение генератора постоянного тока, вращаемого валом авиационного мотора, скорость вращения которого определяется. Напряжение генератора по проводам передается к указателю — вольтметру (фиг. 112).



Фиг. 112. Принципиальная схема электротахометра постоянного тока.

Главные части тахометра — это генератор постоянного тока *1*, указатель числа оборотов — вольтметр *2* и соединительная проводка *3*.

Генератор устанавливают вблизи авиационного мотора и соединяют при помощи звеньевого гибкого вала со штуцером кулачкового вала мотора. Указатель устанавливают на приборной доске самолета.

Генератор постоянного тока. Для определения скорости вращения вала мотора при помощи генератора постоянного тока необходимо, чтобы напряжение этого генератора изменялось пропорционально числу оборотов якоря.

Электродвижущая сила генератора постоянного тока выражается уравнением:

$$E = \frac{p}{a} N \frac{n}{60} \Phi 10^{-8},$$

где E — электродвижущая сила машины;
p — число пар полюсов;
a — число параллельных ветвей обмотки якоря;
N — число проводников обмотки якоря;
n — число оборотов якоря в минуту;
Φ — магнитный поток.

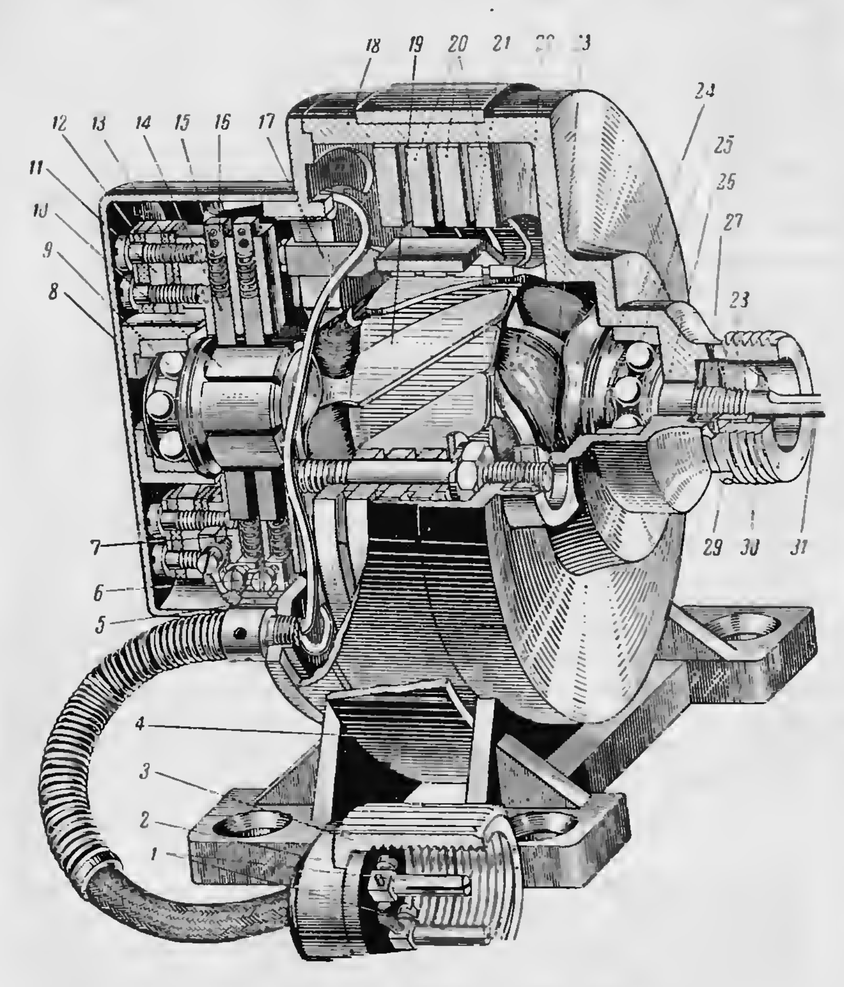
В правой части уравнения переменные величины — это магнитный поток Φ и число оборотов n.

Произведение остальных сомножителей для данной конструкции генератора можно обозначать постоянным коэфициентом C.

Тогда получим:

$$E = Cn\Phi.$$

Следовательно, напряжение нормального генератора зависит не только от числа оборотов, но и от величины магнитного потока машины. Применив в генераторе постоянные магниты, дающие не-



Фиг. 113. Генератор тахометра постоянного тока.

1—штепсельная вилка: *2*—корпус вилки; *3*—накидная гайка; *4*—кронштейн; *5*—проводник от щеток; *6*—контровые винты щеток; *7*—щеткодержатели; *8*—задний щит генератора; *9*—задний шарикоподшипник; *10*—коллектор; *11*—траверса; *12* и *13*—эбонитовые прокладки траверсы; *14*—щетка; *15*—пружина щетки; *16*—контакт щетки; *17*—лапка шунта; *18*—передний щит генератора; *19*—сердечник якоря; *20*—кольцевые магниты; *21*—магнитный шунт; *22*—обмотка якоря; *23*—затяжной болт; *24*—отражатель; *25*—передний шарикоподшипник; *26*—ось якоря; *27*—фетровая прокладка; *28*—гайка маслосбрасывателя; *29*—отверстие маслосбрасывателя; *30*—штуцер; *31*—наконечник оси генератора.

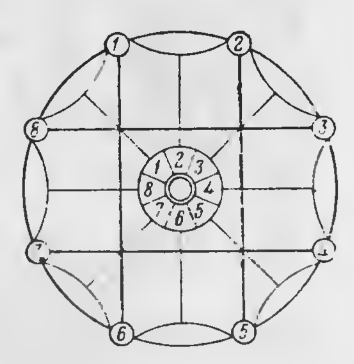
изменный магнитный поток, получим прямую пропорциональность напряжения генератора от скорости его вращения:

$$E = C'n.$$

Конструктивное выполнение генератора изображено на фиг 113.

Сердечник якоря генератора собран из отдельных пластин трансформаторного железа, покрытых тонким слоем изоляции для уменьшения вредных влияний токов Фуко в якоре генератора.

Обмотка уложена в восемь пазов якоря и состоит из четырех катушек, соединенных по схеме фиг. 114. Обмотка выполнена из эмалированного провода сечением 0,1 *мм*². Концы обмоток подведены к восьми пластинам коллектора.



Фиг. 114. Соединение катушек генератора.

Магнитная система генератора состоит из четырех кольцевых магнитов и двух магнитных шунтов. Кольцевые магниты скреплены между собой болтами.

Магнитные шунты служат для устранения температурных ошибок в показаниях прибора от изменения магнитной проницаемости постоянных магнитов.

При уменьшении температуры магнитная проницаемость магнитов увеличивается, но так как магнитная проницаемость шунтов увеличивается еще сильнее, то избыточный магнитный поток идет через шунты, и поток через якорь остается неизменным.

Основные характеристики генератора

Максимальное число оборотов якоря	1400 об мин.
Напряжение при максимальном числе оборотов .	20 *в*
Сила тока при максимальном числе оборотов . .	0,007 *а*
Вес генератора	1,3 *кг*

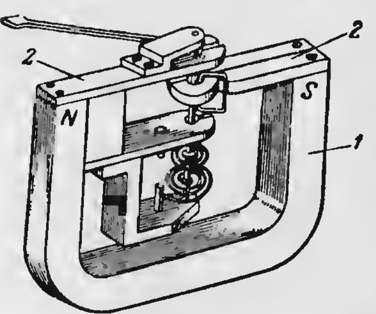
Указатель. Указателем дистанционного электрического тахометра служит магнитоэлектрический вольтметр, несколько отличающийся от обычного магнитоэлектрического прибора формой магнитной системы. Это сделано для того, чтобы рамка могла вращаться на 270° вместо обычных 90°.

На фиг. 115 показано устройство магнитной системы указателя тахометра СЭТ-1400. На полюсах магнитов *1* укреплены полюсные наконечники *2*. Подвижная система прибора (фиг. 116) установлена так, что одна из сторон катушки пропущена через наконечник полюса S магнита, для чего этот наконечник делают из двух половинок.

Резкие изменения температуры вызывают изменение механических, магнитных и электрических свойств материалов, идущих на изготовление указателя. Эти изменения приводят к искажению по-

казаний прибора. Сильнее всего сказывается изменение сопротивления обмотки рамки и изменение упругости пружинок.

Комбинируя последовательно и параллельно соединенные сопротивления из медной и манганиновых проволок, имеющих различный температурный коэфициент[1], можно почти полностью скомпенсировать температурные ошибки прибора, правда, за счет некоторого уменьшения его чувствительности. На фиг. 117 дана принципиальная электрическая схема указателя.

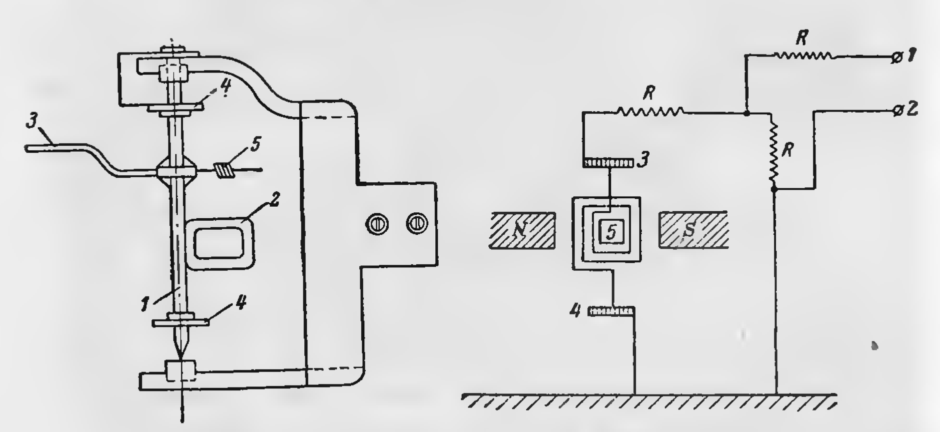


Фиг. 115. Магнитная система указателя тахометра.

Конструктивное выполнение указателя дистанционного электрического тахометра СЭТ-1400 показано на фиг. 118.

Прибор имеет шкалу до 2800 об/мин. с оцифровкой через 500 об/мин. Генератор вращается со скоростью, в два раза меньшей показаний стрелки прибора, так как скорость вращения кулачкового вала мотора в два раза меньше скорости вращения коленчатого вала мотора. Цифры шкалы и стрелка покрыты светящейся массой.

Вес всего комплекта тахометра СЭТ-1400 1830 *г*.



Фиг. 116. Подвижная система указателя.

1—ось; *2*—рамка; *3*—стрелка; *4* волосок: *5*—противовес стрелки.

Фиг. 117. Принципиальная схема указателя тахометра.

1 и *2*—подводящие провода; *3* и *4*—волоски; *5*—сердечник; *R*—сопротивления; *N* и *S*—полюсы магнита.

Монтаж прибора. Генератор-датчик *3* (фиг. 119) соединяется с указателем *1* при помощи двухпроводного кабеля с сечением каж-

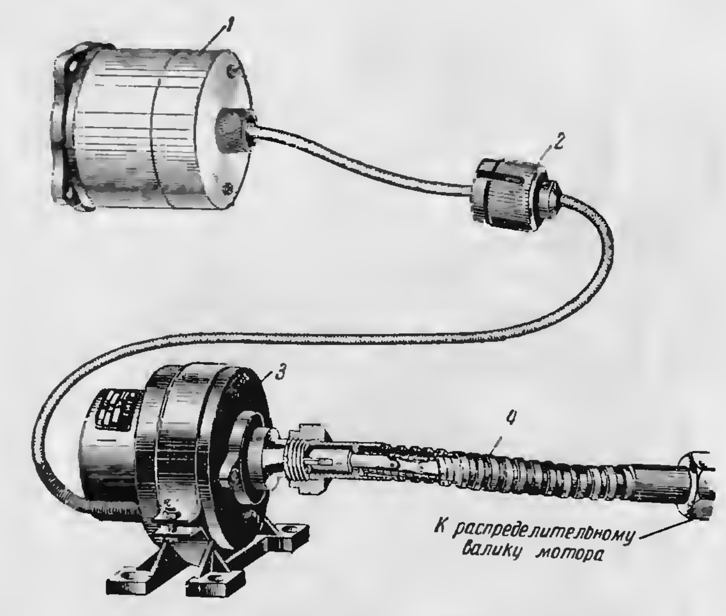
[1] Для меди коэфициент $\alpha \approx 0{,}4\%$ на 1°, для манганина коэфициент $\alpha \approx 0$.

Фиг. 118. Указатель тахометра постоянного тока.

1—стрелка; *2*—поводок корректора; *3* — регулируемый подпятник; *4*—первый полюсный наконечник; *5*—кронштейн подвижной системы; *6*—эбонитовая прокладка; *7*—контакт; *8*—текстолитовое основание; *9*—корпус из пластмассы; *10*—магнитный экран корпуса; *11*—предохранительный кожух; *12*—токонесущие проводники; *13*—кабельный наконечник; *14*—катушка параллельного сопротивления; *15*—катушки последовательных соединений; *16* — проводники указателя; *17*—эбонитовая прокладка; *18*—втулка магнита; *19*—кольцевой магнит (первый); *20*—волосок (первый); *21*—проводник рамки; *22*—рамка с обмоткой; *23*—второй полюсной наконечник; *24*—противовес стрелки; *25*—волосок (второй); *26*—агатовый подпятник; *27*—контргайка подпятника; *28*—кольцевой магнит (второй); *29*—шкала; *30*—стекло; *31*—прижимное кольцо.

дой жилы 0,75 *мм²*. Кабель экранирован и снабжен соединительной муфтой *2*, облегчающей монтаж и демонтаж прибора.

Генератор-датчик *3* соединяется с распределительным валом мотора не жестко, а через звеньевой гибкий вал *4*, состоящий из ряда стальных звеньев, крайние из которых имеют наконечники для присоединения к генератору и кулачковому валу мотора. Звеньевой гибкий вал помещен в гибкую оболочку из стальной



Фиг. 119. Соединение датчика и указателя.

ленты. Длину звеньевого вала не делают больше 1 *м*. Минимальный радиус закругления равен 350 *мм*.

Вместо звеньевого гибкого вала для присоединения генератора с распределительным валом мотора иногда употребляют гибкую пружинную связь.

27. ЭЛЕКТРИЧЕСКИЙ ТАХОМЕТР ПЕРЕМЕННОГО ТОКА

Принцип действия. Коллектор и скользящие щетки электрического тахометра постоянного тока являются причиной искрообразования и помех в работе самолетной радиостанции. Кроме того, требуется тщательный уход за коллектором и щетками, являющимися наиболее частой причиной отказа прибора.

Электрические тахометры переменного тока свободны от этих недостатков. Имеется несколько типов тахометров переменного тока. Отличаются они один от другого датчиками, которые выполняются в виде однофазного, двухфазного или многофазного гене-

ратора переменного тока. В качестве указателя в таких приборах применяют чаще всего индукционные вольтметры.

Принцип действия прибора заключается в том, что электрический ток, вырабатываемый генератором, передается по проводам к индикатору, измеряющему напряжение этого тока. Шкала прибора отградуирована непосредственно в числах оборотов в минуту.

Генератор-датчик присоединяется к распределительному валу мотора через редуктор, повышающий скорость вращения в 9 раз. Таким образом генератор имеет скорость вращения в $4^1/_2$ раза бо́льшую, чем коленчатый вал авиационного мотора.

Ротором генератора служит двухполюсный постоянный магнит.

При вращении ротора постоянное магнитное поле магнита перемещается в пространстве вместе с полюсами ротора.

При своем вращении магнитные силовые линии пересекают проводники обмоток статора генератора. Согласно закону электромагнитной индукции в обмотке генератора возникает переменная электродвижущая сила, вызывающая электрический ток, переменный по величине и по направлению.

Индуктированная электродвижущая сила зависит от величины магнитного потока, создаваемого магнитом, и от скорости пересечения проводников магнитными силовыми линиями. Величина ее может быть выражена формулой:

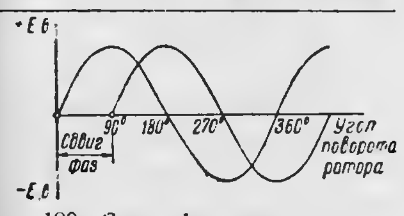
$$E = K\Phi n,$$

где K — коэфициент;

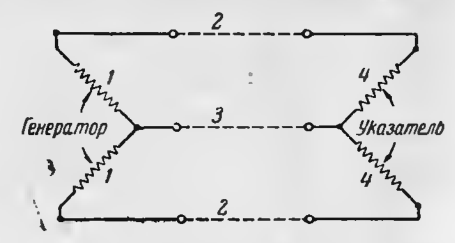
Φ — магнитный поток полюсов;

n — число оборотов в минуту.

Так как магнитный поток генератора — величина постоянная, то напряжение на клеммах генератора зависит только от скорости вращения ротора. Схема обмотки статора двухфазная. Две обмотки



Фиг. 120. Сдвиг фаз между токами.



Фиг. 121. Соединение обмоток генератора и включение указателя.

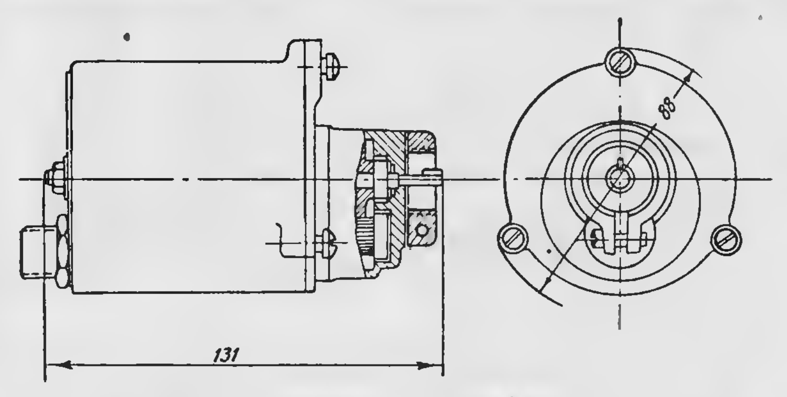
1—обмотки генератора; *2*—фазовые провода; *3*—уравнительный провод; *4*—обмотки электромагнитов указателя.

расположены в пазах статора так, что начало второй обмотки сдвинуто от начала первой на 90°. В каждой из этих обмоток индуктируется собственная электродвижущая сила, сдвинутая по фазе по отношению к электродвижущей силе другой обмотки на 90° (фиг. 120).

Начало каждой обмотки присоединено к одному из фазовых проводов, а концы соединены вместе и выведены в качестве уравнительного провода.

Указателем тахометра переменного тока служит индукционный вольтметр. В этом приборе использовано два неподвижных электромагнита, обмотки которых соединены с проводами генератора по схеме фиг. 121.

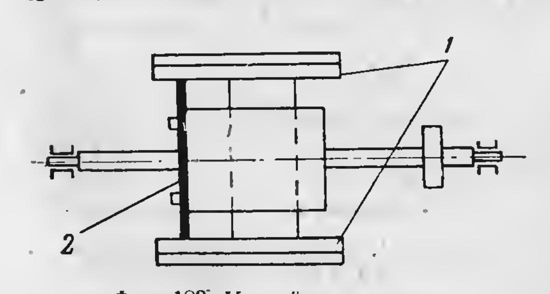
Подвижным элементом указателя является металлический диск, вращающий момент которого образуется благодаря взаимодействию индуктированных в диске токов с магнитными полями электромагнитов.



Фиг. 122. Габаритные размеры генератора.

Конструкция генератора тахометра (фиг. 122). Генератор состоит из подвижной части (ротора), неподвижной части (статора) редуктора и алюминиевого корпуса.

Ротор представляет собой двухполюсный постоянный магнит из кобальтовой стали. Полюсные наконечники изготовлены из мягкого железа и прикреплены к магниту винтами. Так как с повышением температуры увеличивается магнитное сопротивление стали, то генератор снабжен температурной компенсацией в виде магнитного шунта из никель-алюминиевого сплава (фиг. 123).



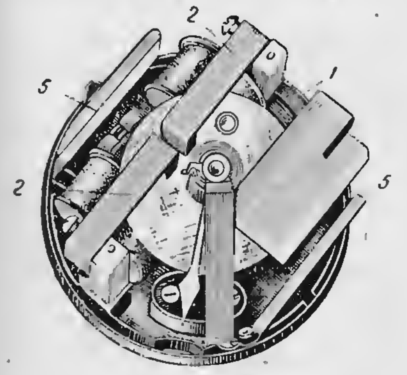
Фиг. 123. Устройство ротора.

1—полюсы; *2*—компенсационная пластинка.

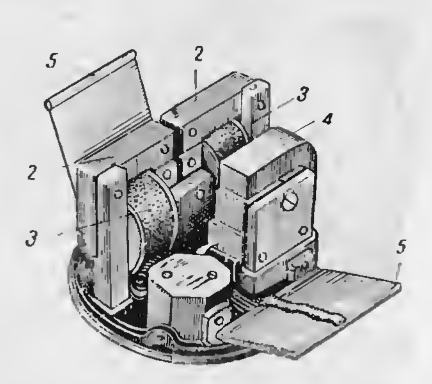
Вал ротора связан с редуктором, предназначенным для повышения числа оборотов. Большая скорость вращения нужна в основном для увеличения электродвижущей силы генератора, имеющего всего одну пару полюсов.

Ось привода выполнена из хромо-ванадиевой стали и термически обработана. Коробка редуктора отлита из бронзы и заполнена тавотом.

Указатель. На фиг. 124 и 125 показан общий вид указателя со снятым кожухом и шкалой. В центре указателя расположен диск *1*, вращающийся в зазоре двух сердечников *2*. На сердечники надеты

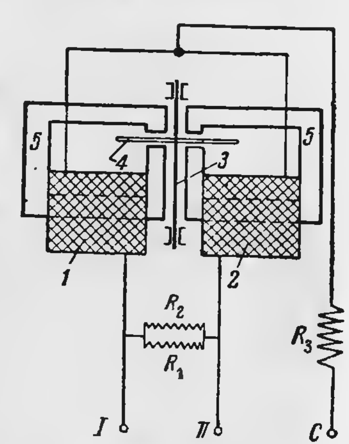


Фиг. 124. Указатель тахометра переменного тока со снятым корпусом и шкалой.



Фиг. 125. Указатель со снятым диском.

катушки *3*. На диск действует также магнит *4*, демпфирующий колебания диска и связанной с ним стрелки. Сердечник *2* изготовлен из листовой трансформаторной стали, содержащей кремний. Диск изготовлен из специального сплава и покрыт лаком для предохранения от коррозии. На оси диска укреплен волосок, создающий противодействующий момент для подвижной системы прибора. Ось подвижной системы установлена на камнях, укрепленных в опорах. На основании прибора укреплена катушка, являющаяся добавочным сопротивлением вольтметра. По обе стороны демпфирующего магнита установлены компенсационные катушки *5*. Электрическая схема указателя изображена на фиг. 126. В прибор входит три провода: уравнительный (черный) и фазовые (красный и желтый).



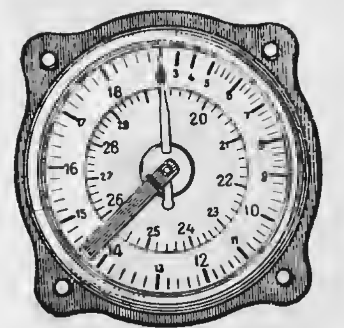
Фиг. 126. Электрическая схема указателя.

1 и *2*—катушки; *3*—ось диска; *4*—диск; *5*—сердечники катушек; R_1, R_2—компенсационные сопротивления; R_3—добавочное сопротивление.

Для компенсации влияния окружающей температуры на сопротивление диска последний изготовляют из специального сплава. Для этой же цели сердечники катушек изготовляют из специального материала. Ошибки в показаниях уменьшены этим до 3% вместо 30% при алюминиевом диске. Но и эти 3% компенсируются специальной компенсационной обмоткой на двух плоских каркасах. Эти же катушки компенсируют ошибки, вызываемые изменением сопроти-

вления катушек электромагнитов при изменении температуры.

На шкале указателя имеется оцифровка от 400 до 3000 об/мин.



Фиг. 127. Шкала указателя.

Угловое перемещение стрелки составляет 345°.

В другом типе указателя (фиг. 127) стрелка имеет возможность двигаться на угол 720°, или на два оборота.

Приборы индукционного типа обладают следующими преимуществами:

1) сравнительно большим вращающим моментом;

2) подвижной системой, изготовленной в виде металлического диска и имеющей простую и прочную форму;

3) большей шкалой—до 1080° дуги.

Основные характеристики тахометра

Максимальная скорость вращения измеряемого вала	3000 об/мин.
Максимальная скорость вращения ротора генератора	13 500 об/мин.
Фазовое напряжение при полной нагрузке и $n = 3000$ об/мин.	18 *в*
Частота переменного тока при $n = 3000$ об/мин.	225 пер/сек.
Мощность на фазу	2 *вт*
Среднее изменение в показаниях при колебаниях температуры в индикаторе от —35 до +45° и в генераторе от —10 до +60° .	менее 20 об/мин.
Отклонение стрелки магнитного компаса под влиянием указателя на расстоянии 200 *мм* .	0,5°

Монтаж прибора. Указатели располагают на приборной доске не ближе 200 *мм* от магнитного компаса. Индикатор укрепляют в отверстии, точно высверленном по габаритам прибора. Перед установкой указателя на место стрелку прибора устанавливают на нуль. Это регулирование весьма ответственно и производится опытным специалистом по приборам.

Для установки датчика-генератора на картере двигателя есть прилив с гайкой, имеющей двухстороннюю резьбу. На крышке датчика имеется выступ с внутренней резьбой. После крепления гайка контрится стягивающим винтом.

Ось кулачкового вала двигателя соединяют с осью датчика жестким соединением. Это соединение осуществляется при помощи наконечника на оси датчика, входящего во втулку кулачкового вала. Генератор с указателем соединяют тремя проводами марки ЛПРГС сечением 0,75 *мм*². Все три провода заключают в трубку или в металлический шланг. Проводку укрепляют металлическими скобами.

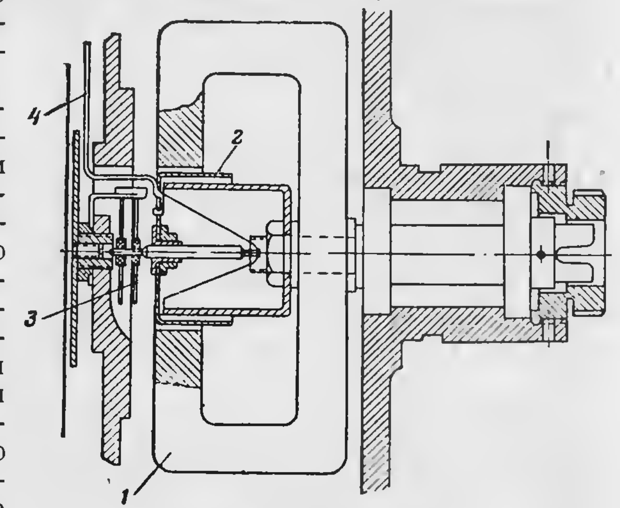
Клеммы датчика соединяют с соответствующими зажимами на указателе. После окончания монтажа нужно проверить направление

движения стрелки. Если стрелка стремится пойти в обратную сторону, то нужно поменять местами фазные провода на указателе или на датчике.

28. ДИСТАНЦИОННЫЙ ДВУХСТРЕЛОЧНЫЙ ТАХОМЕТР ТЭ-21

Принцип действия. Главным преимуществом описанного выше тахометра переменного тока является полное отсутствие трущихся контактов. Кроме того, тахометр индукционного типа может иметь практически равномерную шкалу, занимающую по окружности два полных оборота, что значительно увеличивает точность отсчета.

Наиболее существенным недостатком, свойственным всем приборам переменного тока, является сравнительно малая чувствительность, что заставляет применять мощные генераторы для их питания. При ограниченных габаритах и весе это ведет к значительному повышению скорости вращения ротора, что вредно отражается на подшипниках и иногда приводит к поломке при резком изменении скорости вращения приводного вала.



Фиг. 128. Магнитный тахометр.

Хорошие результаты в эксплоатации показали магнитные тахометры. Принцип действия приборов этой системы основан на явлении Араго, заключающемся в том, что вращающийся магнит увлекает за собой всякое металлическое тело благодаря взаимодействию поля магнита с полем токов Фуко, возникающих в теле.

Одна из конструкций магнитного тахометра представлена на фиг. 128. Здесь в поле вращающегося магнита *1* расположен металлический колпачок *2* цилиндрической формы, удерживаемый от вращения волоском *3*. При вращении магнита в колпачке индуктируются токи Фуко, взаимодействие которых с магнитным полем создает вращающий момент, пропорциональный измеряемой скорости вращения.

Колпачок с укрепленной на нем стрелкой *4* поворачивается в сторону вращения магнита до тех пор, пока электромагнитный момент не уравновесится моментом волоска. Угол поворота колпачка пропорционален измеряемой скорости.

Температурная компенсация в магнитных тахометрах осуществляется применением магнитного шунта или выбором материала для колпачка, магнитов и волоска. Этими способами можно добиться полной компенсации влияния температуры на прибор в целом.

Лучшим представителем магнитных тахометров является дистанционный тахометр ТЭ-21, рассчитанный на скорость вращения коленчатого вала авиационного мотора от 0 до 3500 об/мин.

Рабочий диапазон прибора от 600 до 3000 об/мин.

Прибор состоит из генератора, укрепляемого непосредственно на штуцере распределительного вала авиационного мотора, и двухстрелочного указателя, приводимого в действие синхронным мотором, вмонтированным в корпус указателя.

Конструкция прибора. Кинематическая схема прибора изображена на фиг. 129.

В качестве датчика прибора использован трехфазный генератор с вращающимся колоколообразным постоянным магнитом *1* и неподвижным трехфазным статором *2*. При вращении магнита в обмотке статора возникает трехфазный переменный ток с частотой, равной числу оборотов магнита. Ось вращающегося магнита связана через повышающий редуктор со штуцером кулачкового вала авиационного мотора. В эту связь введен дисковый фрикцион *3*, смягчающий резкие толчки при быстром изменении оборотов мотора.

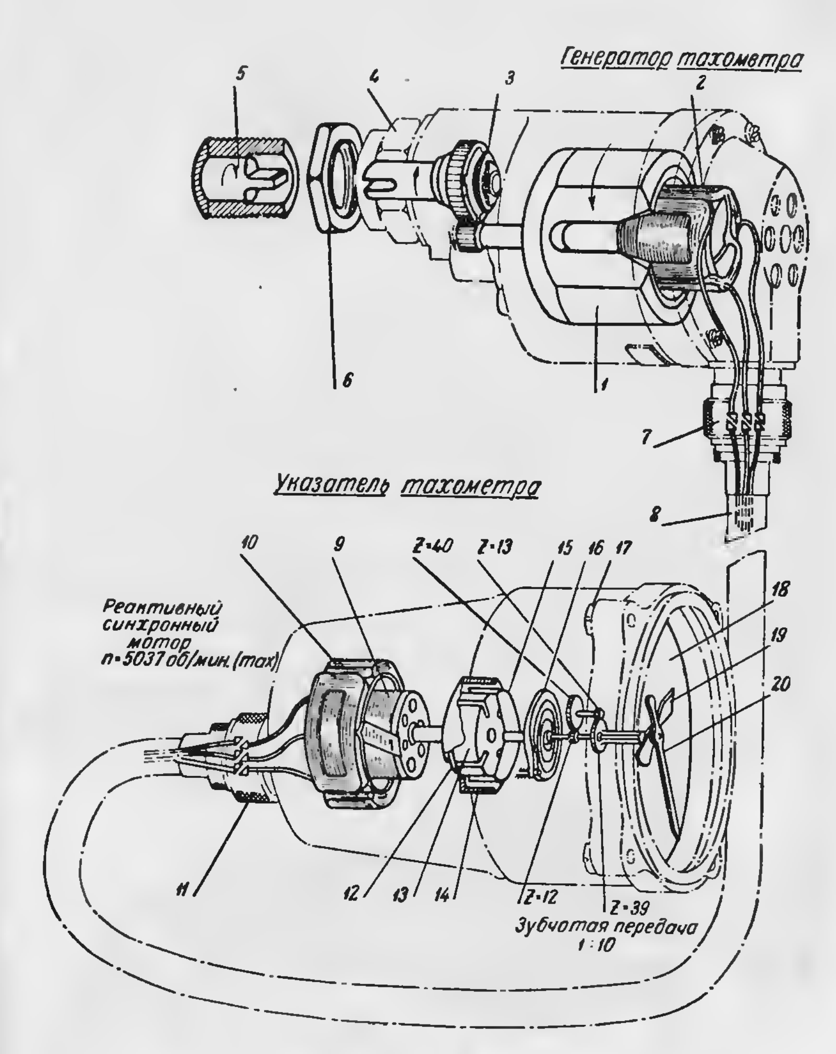
Ток от генератора по трехжильному кабелю *8* поступает в трехфазный статор *10* синхронного мотора указателя. В обмотке статора возбуждается вращающееся магнитное поле, скорость вращения которого всегда равна скорости вращения ротора генератора.

Ротор мотора *9*, изготовленный из трансформаторной стали, имеет явно выраженные полюсы и клетку лесблана, предназначенную для синхронного запуска. Скорость ротора мотора после впадения в синхронизм равна скорости ротора генератора и зависит только от скорости вращения авиационного мотора.

На валу реактивного мотора укреплен звездообразный магнит *13* с двумя парами полюсов. Магнит окружен магнитным экраном *14* в форме кольца. В зазоре между магнитом и экраном помещается чувствительный элемент *15* тахометра в виде колпачка. Последний изготовлен из сплава, имеющего небольшой температурный коэфициент электрического сопротивления.

Для устранения температурной ошибки служит термокомпенсационная шайба, обладающая переменной магнитной проницаемостью.

При вращении магнита указателя в чувствительном элементе прибора возникают токи Фуко, которые, взаимодействуя с магнитным потоком магнита, вызывают вращающий момент, направленный в сторону вращения магнита. Этот вращающий момент пропорционален числу оборотов магнита, а следовательно, и числу оборотов авиационного мотора.



Фиг. 129. Кинематическая схема тахометра ТЭ-21.

1—ротор; *2*—статор; *3*—фрикцион; *4*—накидная гайка; *5*—штуцер кулачкового вала; *6*—контргайка; *7*—штепсельное соединение; *8*—кабель; *9*—ротор мотора; *10*—статор мотора; *11*—штепсельное соединение; *12*—термокомпенсатор; *13*—магнит; *14*—магнитный экран; *15*—чувствительный элемент; *16*—волосок; *17*—самотормозящая гайка; *18*—шкала; *19*—стрелка грубого отсчета; *20*—стрелка точного отсчета.

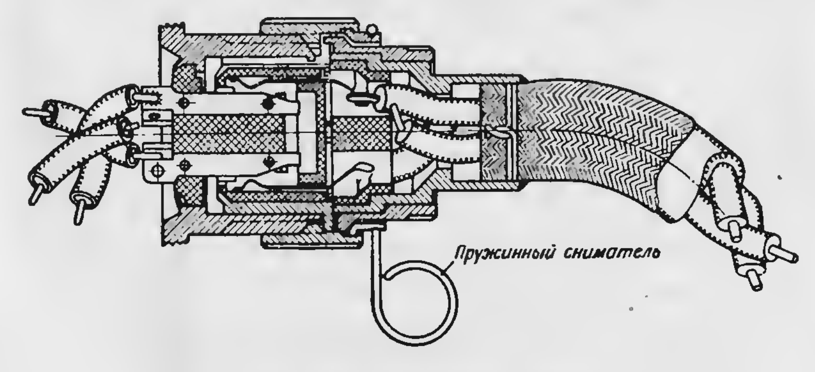
Чувствительный элемент при своем повороте скручивает помещенный на оси указателя волосок. Угол поворота оси пропорционален числу оборотов датчика. Через систему шестерен движение передается на две стрелки прибора. Одна из этих стрелок служит для отсчета показаний с точностью до 20 об/мин., другая — для отсчета показаний с точностью до 200 об/мин. Стрелка точного отсчета делает три полных оборота.

Фиг. 130. Шкала тахометра ТЭ-21.

Шкала прибора окрашена в черный цвет и имеет равномерное деление с оцифровкой от 0 до 9. Стрелки и цифры покрыты светящейся массой. На фиг. 130 малая стрелка расположена между вторым и третьим делениями, а большая стрелка показывает цифру 5. Следовательно, прибор показывает 2500 об/мин.

Указатель заключен в бакелитовый корпус.

Датчик-генератор соединяют с указателем проводом марки ЛПРГС сечением 0,75 *мм*², длиной до 25 *м*. Соединительные про-



Фиг. 131. Штепсельная вилка.

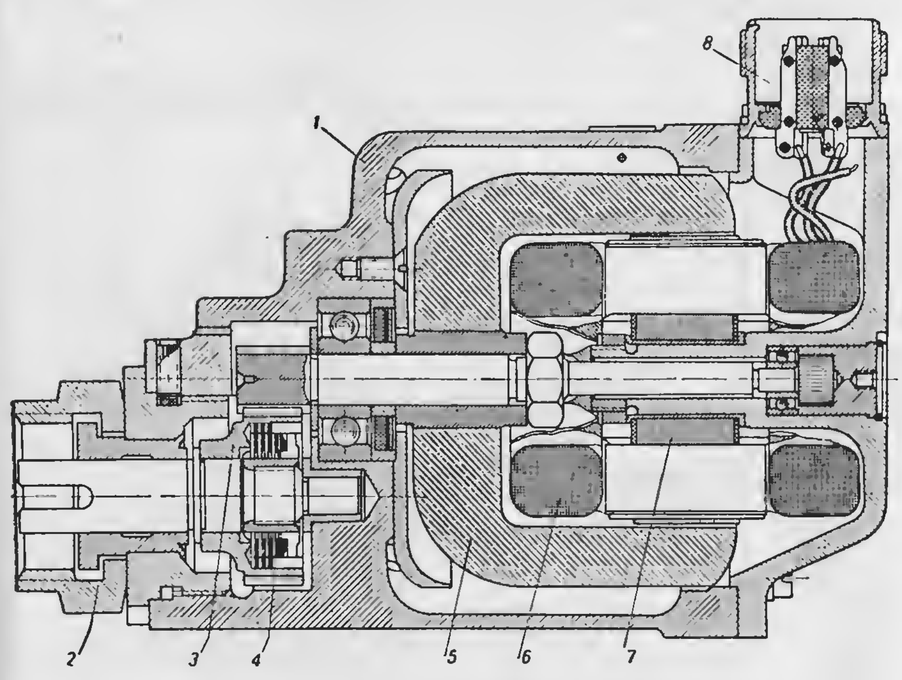
вода приключают к генератору и указателю с помощью специальных штепсельных вилок (фиг. 131).

Конструктивное выполнение генератора и указателя показано на фиг. 132 и 133.

Монтаж прибора. Перед монтажем прибора следует проверить меггером изоляцию генератора и указателя на корпус. Сопротивление должно быть не ниже 5 *мгом*.

Генератор тахометра крепят к штуцеру кулачкового вала двигателя при помощи накидной гайки, причем на кулачковый вал предварительно навертывают контргайку.

Указатель ТЭ-21 устанавливают в специально вырезанном отверстии на приборной доске. Прибор вставляют с задней стороны



Фиг. 132. Генератор тахометра ТЭ-21.

1—корпус генератора; *2*—накидная гайка; *3*—редуктор; *4*—дисковый фрикцион; *5*—магнит; *6*—обмотка статора; *7*—железо статора; *8*—штепсельное соединение.

доски, затем с лицевой стороны приборной доски пропускают винты с шайбами и навертывают самотормозящие гайки. В случае плохого самоторможения винта в гайке следует несколько сжать прорезь гайки.

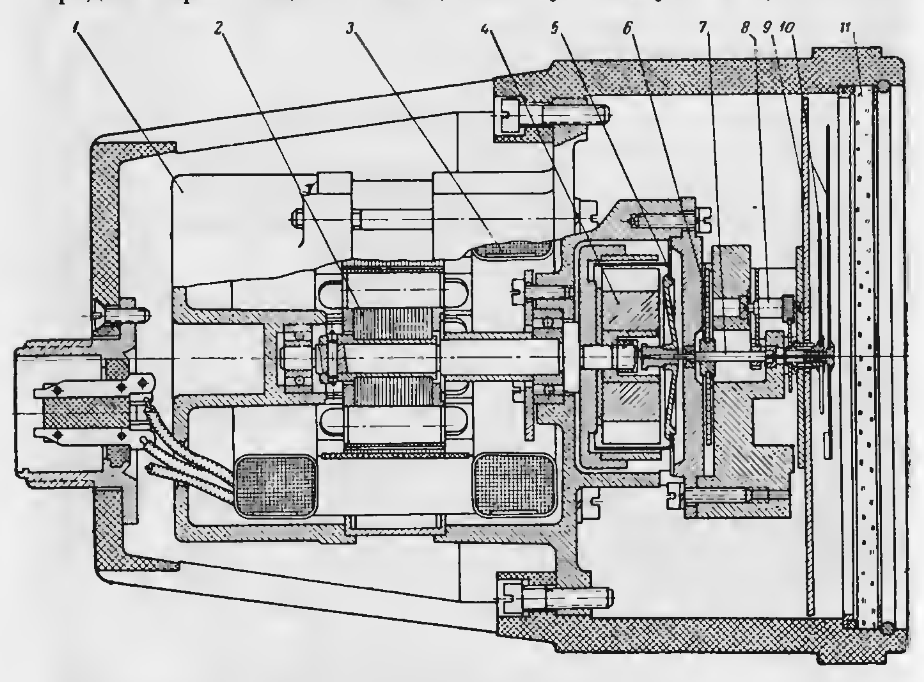
После установки генератора и указателя присоединяют к ним провода. Если прибор не работает, следует проверить штепсельное соединение. Если при включении двигателя стрелка указателя стремится пойти против часовой стрелки, следует в одном штепсельном соединении поменять местами два провода соединительной линии.

К тахометрам ТЭ-21 последнего выпуска прилагаются две штепсельные розетки для приключения соединительных проводов к генератору и указателю.

Штепсельная розетка состоит из кожуха, гладкого кольца, укрепленного на кожухе, накидной гайки, хомутика и бакелитовой колодки, имеющей с одного торца три гнезда для вилки, а с другого — три отверстия для проводов.

При монтаже следует вывернуть на один-два оборота два винта в гладком кольце, крепящие штепсельную колодку в кожухе, после чего колодка легко вынимается.

Провода необходимо оголить от изоляции на 10 *мм*, зачистить и продеть через гладкое кольцо, накидную гайку и кожух. Вывер-



Фиг. 133. Указатель тахометра ТЭ-21.

1—корпус синхронного мотора; *2*—ротор мотора; *3*—обмотка статора; *4*—магнит; *5*—чувствительный элемент; *6*—волосок; *7*—ось стрелки; *8*—зубчатая передача; *9*—шкала; *10*—стрелки; *11*—стекло.

нув винты в бакелитовой колодке на один-два оборота, вставляют в отверстие колодки провода и надежно закрепляют каждый двумя винтами. Раньше следует завернуть винт, расположенный ближе к середине колодки, и, убедившись, что провод надежно зажат, завернуть второй винт. Изоляция каждого провода должна войти на всю глубину в уширенную часть отверстия штепсельной колодки, что исключает возможность короткого замыкания проводов.

При присоединении следует обратить внимание на то, чтобы оба конца каждого провода присоединялись к отверстиям колодок, обозначенным одной цифрой. Правильность присоединения проводов нужно проверять, приключая источник тока.

Экранирующая оплетка должна быть зажата хомутиком (поверх хвостовика кожуха).

После сборки штепсельную розетку соединяют с трехполюсной вилкой указателя или генератора и закрепляют накидной гайкой.

29. ЭЛЕКТРИЧЕСКИЙ ГАЗОАНАЛИЗАТОР ГЭА-50 (АЛЬФАМЕТР)

Сгорание горючего в цилиндре мотора. Сгорание горючего в цилиндре мотора является химической реакцией соединения горючего с кислородом. Всякое жидкое горючее состоит, главным образом, из химически связанных водорода и углерода, входящих в состав горючего в самых различных пропорциях.

Водород при сгорании соединяется с кислородом, в результате получаются водяные пары, а по охлаждении ниже 100° — вода. Такое сгорание, после которого в продуктах горения отсутствуют вещества, способные соединяться с кислородом, называется полным сгоранием.

Углерод при соединении с достаточным количеством кислорода дает углекислый газ CO_2. Этот газ не только не горит сам, но и является средой, в которой горение невозможно. Таким образом сгорание углерода в углекислоту является полным сгоранием. В другом случае тот же углерод, соединяясь при горении с недостаточным количеством кислорода, дает окись углерода CO, или угарный газ, который может еще соединяться с кислородом и дать углекислый газ CO_2. Такое сгорание, после которого в продуктах горения имеются вещества, способные еще соединяться с кислородом, называется неполным сгоранием.

Из химии известно, что для полного сгорания любого горючего тела необходимо совершенно определенное количество кислорода или воздуха, в котором содержится по весу около 23% кислорода.

Для сгорания 1 *кг* водорода необходимо 8 *кг* кислорода.

Для сгорания 1 *кг* углерода требуется $^{8}/_{3}$ *кг* кислорода.

Подсчитано, что на сжигание 1 *кг* бензина нужно 13 *кг* воздуха. Это количество воздуха будет наименьшим для полного сгорания 1 *кг* бензина и называется *теоретически необходимым*.

Карбюратор можно отрегулировать на подачу смеси различного весового соотношения между топливом и воздухом. Так как от состава смеси зависит ее теплотворная способность и скорость сгорания, то возникает необходимость контролировать качество приготовленной смеси.

Отношение весового количества воздуха, приходящегося на одну весовую часть горючего в данной смеси, к теоретически необходимому количеству воздуха называется *коэфициентом избытка воздуха*.

Это понятие введено для удобства сравнения качества смеси. Коэфициент этот обычно обозначается греческой буквой α (альфа).

Например, если в смеси на 1 *кг* бензина приходится 15 *кг* воздуха, то:

$$\alpha = \frac{\text{вес воздуха в данной смеси}}{\text{вес теоретически необходимого воздуха}} = \frac{15\ кг}{13\ кг} = 1{,}15.$$

Для смеси, содержащей 10 *кг* воздуха на 1 *кг* бензина, α будет равен $^{10}/_{13}=0{,}77$.

Смесь, содержащая воздуха меньше теоретически необходимого количества, называется богатой, так как в ней бензина больше, чем может сгореть с кислородом воздуха, входящего в смесь. Коэфициент избытка воздуха α у богатых смесей будет всегда меньше единицы. Наоборот, при наличии в смеси воздуха больше, чем теоретически необходимо, смесь называется бедной, и α таких смесей будет больше единицы.

Смесь, в которой содержание воздуха равно теоретически необходимому количеству, называется нормальной и ее α равен $^{13}/_{13}=1$.

В современных моторах карбюраторы сконструированы и регулируются так, что при запуске и на малых оборотах мотор работает на обогащенной смеси, на эксплоатационной мощности смесь слегка обеднена, а на максимальной мощности смесь опять слегка обогащается.

На определенной высоте самолет летит при постоянной плотности воздуха. Поэтому, отрегулировав состав смеси, можно не менять его, пока самолет не перейдет в слой воздуха с другим атмосферным давлением.

До появления винтов изменяемого шага смесь регулировали следующим образом. Поднявшись на высоту 1000—1200 *м*, устанавливали дроссель на число оборотов, соответствующее крейсерской скорости. После этого постепенно обедняли смесь, пока обороты мотора не падали примерно на 20 об/мин., и опять обогащали смесь до достижения прежнего числа оборотов. Этот состав смеси считался нормальным. Подобный способ регулирования смеси до сих пор применяют на самолетах с винтами фиксированного шага. Единственным контрольным прибором при этом способе регулирования является тахометр.

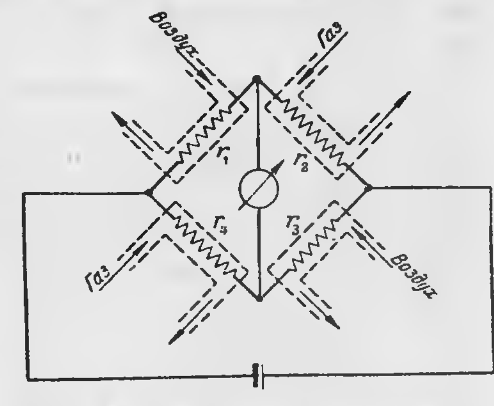
Но при винте изменяемого шага с постоянным числом оборотов приходится применять другой способ, так как независимо от регулирования смеси тахометр будет все время показывать одно и то же число оборотов в минуту. Для этой цели служит специальный прибор — газоанализатор.

Необходимость этого прибора вызывается не только стремлением к сокращению расхода горючего, но и заботой об исправности мотора. Регулировать состав смеси, руководствуясь одним стремлением экономии горючего, нельзя, так как при этом можно слишком переобеднить смесь и перегреть мотор. Перегрев же мотора приводит к прогару клапанов, поршней и электродов свечей.

Указатель газоанализатора, установленный на приборной доске пилота, дает возможность непрерывно наблюдать за составом горючей смеси и регулировать ее соответственно необходимого режима полета.

Принцип устройства газоанализатора. Действие газоанализатора основано на принципе электрического измерения теплопроводности выхлопных газов двигателя.

В выхлопных газах двигателя могут содержаться следующие газы: окись углерода, кислород, азот, углекислый газ и водород. Теплопроводность окиси углерода, кислорода и азота приблизительно равна теплопроводности воздуха, теплопроводность углекислого газа в два раза меньше, а теплопроводность водорода в шесть раз больше теплопроводности воздуха. С обогащением горючей смеси в выхлопных газах увеличивается содержание водорода, а следовательно, повышается общая теплопроводность выхлопных газов. С обеднением смеси увеличивается содержание углекислого газа, и теплопроводность выхлопных газов уменьшается.



Фиг. 134 Схема датчика газоанализатора.

Измерение теплопроводности выхлопных газов осуществляется мостом Уитстона (см. стр. 107). Мост Уитстона в датчике газоанализатора (фиг. 134) состоит из четырех плеч r_1, r_2, r_3 и r_4, представляющих собой платиновые спиральки. Две из них (r_2 и r_4) находятся в камерах, куда поступает выхлопной газ мотора, а две другие (r_1 и r_3) находятся в камерах с воздухом.

Электрический ток проходит по плечам моста и нагревает платиновые спирали до температуры около 150°. Спиральки непрерывно отдают тепло окружающим их газам. Теплопроводность воздуха постоянна, а теплопроводность выхлопных газов, окружающих спиральки r_4 и r_2, изменяется в зависимости от состава смеси. Вследствие этого изменяется температура спиралек r_2 и r_4. Чем выше температура платиновых спиралек, тем выше их электрическое сопротивление.

$R_{гр}$ 1 2 3 $R_{доб}$ $R_ш$ 4 − +

Фиг. 135. Электрическая схема ГЭА-50.

1—указатель; *2*—мост Уитстона датчика; *3*—нулевой реостат; *4*—барретор.

Эта разница сопротивлений нарушает равновесие моста Уитстона и заставляет стрелку гальванометра отклониться от ее среднего положения. Нулевое положение стрелки получается тогда, когда теплопро-

водность выхлопных газов соответствует теплопроводности эталонного газа, т. е. воздуха.

При обогащении смеси увеличивается процентное содержание углерода и водорода в выхлопных газах. Теплопроводность газов увеличивается, температура платиновых спиралек понижается, и стрелка гальванометра отклоняется, показывая богатую смесь. С обеднением смеси стрелка гальванометра переходит через нейтральное положение и отклоняется в другую сторону, показывая бедную смесь.

Величина отклонения стрелки гальванометра пропорциональна величине теплопроводности, зависящей от состава смеси. Шкала гальванометра может быть поэтому отградуирована непосредственно в значениях α.

Электрическая схема газоанализатора приведена на фиг. 135.

Мост датчика состоит из четырех сопротивлений из платиновой проволоки диаметром 18 μ. Нулевой реостат *3* служит для уравновешивания моста перед пуском газоанализатора в работу сопротивления $R_{ш}$ и $R_{доб}$ служат для обеспечения нормальной силы тока, проходящего через спирали моста (около 90 *ма*). Сопротивления эти регулируются на заводе.

Сопротивление $R_{гр}$, включенное в цепь гальванометра, обеспечивает соответствующую градуировку прибора и взаимозаменяемость датчиков.

Газоанализатор ГЭА-50 присоединяют к бортовой сети самолета с напряжением 26,5 *в*. В цепь питания схемы включен барретор (стабилизирующая лампа). Баллон этой лампы наполнен водородом и имеет внутри железную нить диаметром 20 μ. При увеличении силы тока, проходящего через нить барретора, ее сопротивление увеличивается. Увеличение же сопротивления нити уменьшает ток и вновь доводит его до номинальной величины. Барретор поддерживает постоянство силы тока (около 240 *ма*) в цепи при изменении напряжения от 23 до 30 *в*.

При выходе барретора из строя его заменяют новым; это обеспечивает нормальную работу прибора без дополнительного регулирования.

Опыт эксплоатации прибора показал, что барретор быстро выходит из строя и требует частой замены. В последнее время взамен барреторной лампы выпущена барреторная пробка, представляющая собою никелевое сопротивление, заключенное в металлический корпус с таким же цоколем, что и барреторная лампа.

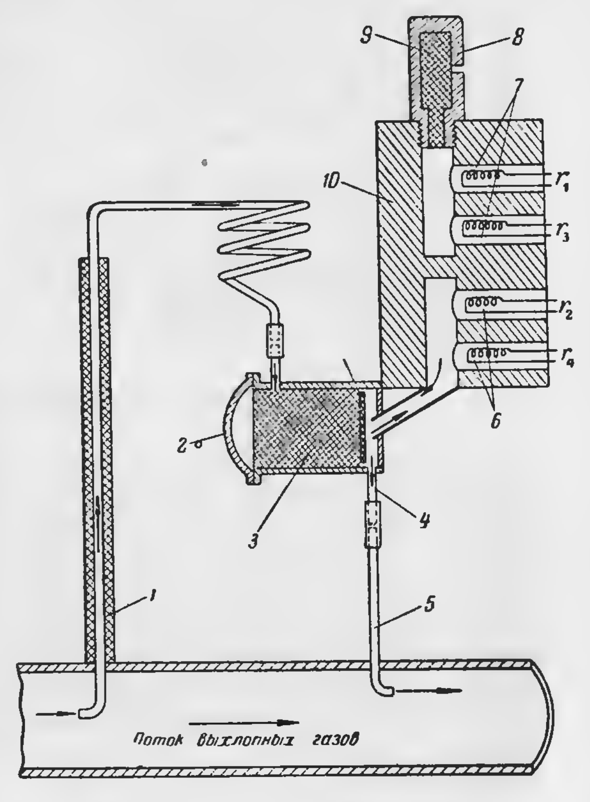
Благодаря применению описанной выше схемы достигается полная взаимозаменяемость датчиков и указателей прибора.

Газовая схема изображена на фиг. 136. Для отвода части газа из выхлопной трубы мотора устанавливается газозаборный ниппель *1*, соединенный трубкой с фильтром датчика *2*.

Фильтр наполнен металлической стружкой *3* и служит для очистки газа от механических частиц. Из фильтра газ поступает

в измерительные камеры *6* с плечами моста Уитстона r_2 и r_4 и изменяет условия теплопередачи от спиралей к стенкам этих камер.

Выходную трубку *4* фильтра соединяют также с выхлопной трубой мотора через выходной ниппель *5*. Благодаря перепаду давления между ниппелями и определенному расположению их входных отверстий к потоку создается необходимое движение газа через газоанализатор.



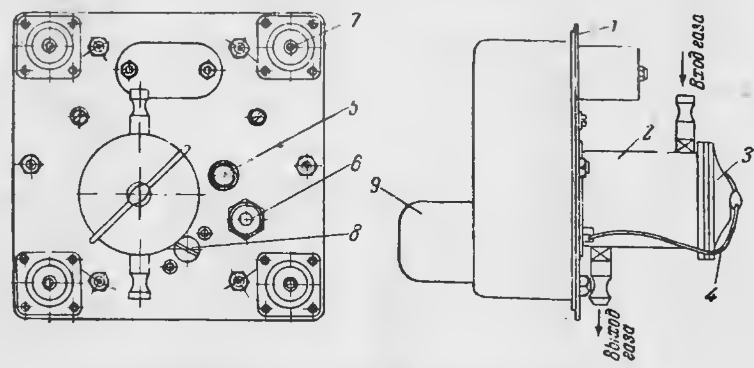
Фиг. 136. Газовая схема датчика.

Сравнительные (воздушные) камеры *7* с расположенными в них спиралями моста Уитстона r_1 и r_3 соединены с наружной атмосферой через увлажнитель *8*. Увлажнение воздуха необходимо для создания одинаковой влажности воздуха и выхлопных газов, поступающих в датчик. Фитиль *9*, помещенный в трубку увлажнителя, смачивается водой.

Измерительные и сравнительные камеры расположены в одном латунном блоке *10*, для того чтобы все камеры имели температуру газов мотора, поступающих в газоанализатор.

Датчик прибора. Датчик газоанализатора изображен на фиг. 137. С наружной стороны платы *1* расположен корпус фильтра *2* с двумя вделанными в него трубками для подключения трубопроводов от выхлопной трубы. Корпус фильтра имеет крышку *3* для вкладывания в него металлической набивки. Крышка закрывается пружиной *4*. Рядом с фильтром помещен патрон увлажнителя сравнительных камер *5*. Под увлажнителем помещена головка регулировочного винта *8* нулевого реостата. Для ввода соединительных проводов и присоединения гибкого металлического шланга имеется специальный штуцер *6*. В углы платы вделаны резиновые амортизаторы *7* с отверстиями для крепления датчика на месте его установки. Барретор установлен с задней стороны датчика и защищен от механических повреждений навинчи-

вающимся металлическим колпачком *9*. Латунный блок датчика с четырьмя платиновыми спиралями помещен на задней стороне платы *1*. Газовые камеры латунного блока сообщаются с фильтром через отверстие в корпусе блока. С внутренней стороны платы расположен нулевой реостат и сопротивления. Там же имеется панель с четырьмя клеммами для приключения соединительных проводов. Задняя сторона датчика закрывается круглым кожухом, прикрепленным винтами к плате.

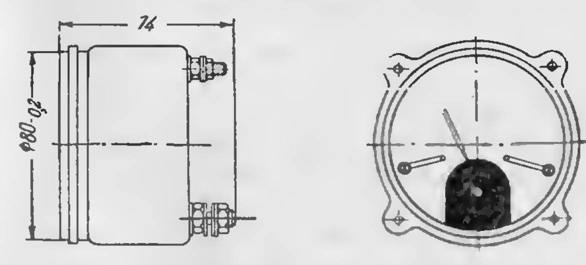


Фиг. 137. Датчик газоанализатора ГЭА-50.

Указатель. Указателем газоанализатора (фиг. 138) служит вибрационноустойчивый магнитоэлектрический милливольтметр с двойной шкалой. Верхняя шкала имеет оцифровку от 0,6 до 1,0 *а*, нижняя — от 50 до 90 *см* рт. ст. Нижняя шкала показывает давление наддува в соответствии со шкалой мановакуумметра.

Цена деления верхней шкалы 0,02 *а*, нижней — 5 *см* рт. ст.

Механический нуль указателя находится на делении 0,87 *а*, отмеченном треугольником. Этот треугольник, стрелка прибора, цифры и деления шкалы покрыты светящейся краской постоянного действия, обеспечивающей возможность работы с прибором в темноте.



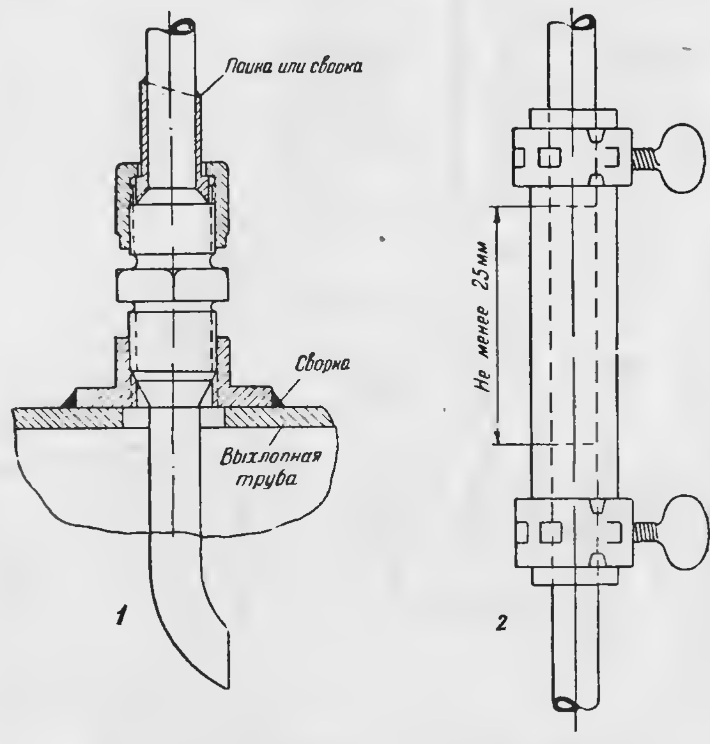
Фиг. 138. Указатель газоанализатора ГЭА-50.

Для установки стрелки указателя на механический нуль на стекле указателя имеется винт корректора.

Для уменьшения магнитного влияния указателя на компас и на другие измерительные приборы, расположенные вблизи, а также для устранения обратного влияния внешних магнитных полей, на корпус указателя надет железный экран.

Монтажные детали. Газозаборный ниппель с фланцем, штуцером и штуцерной гайкой изображены на фиг. 139, *1*. На одной из граней головки ниппеля, совпадающей со стороной входного отверстия, нанесена риска, помогающая определить, в какую сторону обращено входное отверстие укрепленного в выхлопной трубе ниппеля. Эта риска устанавливается против отметки, имеющейся на фланце. При приварке фланцев следует следить за тем, чтобы отметка была расположена по потоку газа. Конусная резьба на фланце устраняет необходимость установки уплотнительных прокладок.

Такой же второй ниппель, являющийся газоотсасывающим, устанавливают на выхлопной трубе двигателя, но так, чтобы входное отверстие ниппеля было расположено по потоку газа.



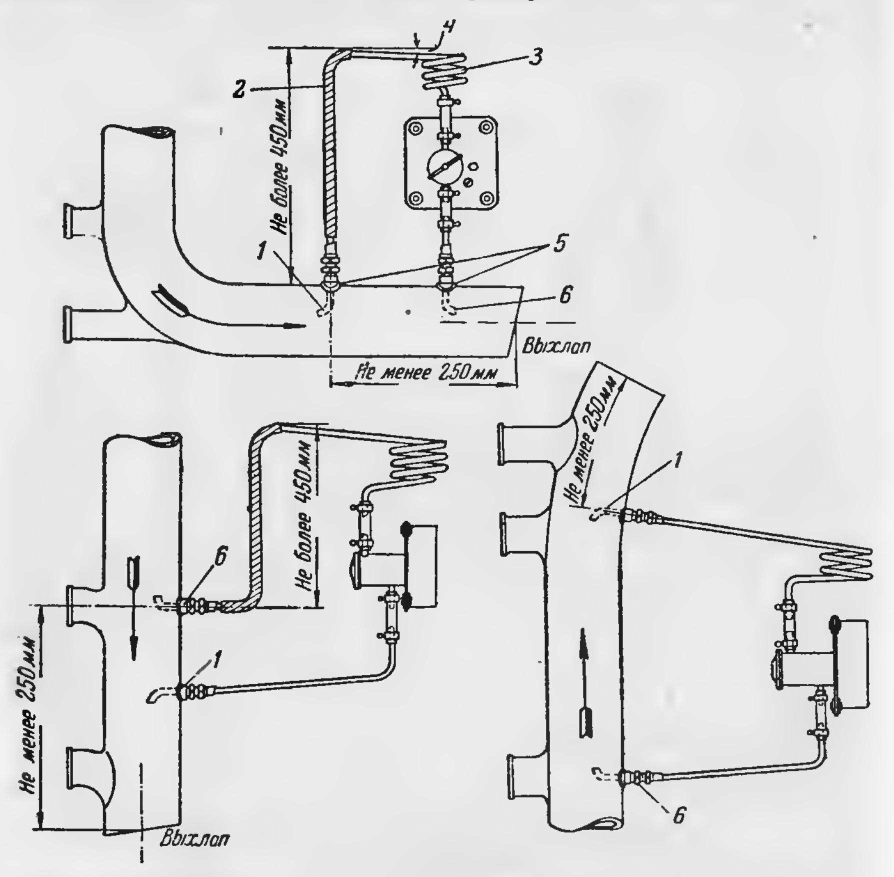
Фиг. 139. Монтажные детали газопровода.
1—газозаборный ниппель; *2*—резиновая муфта с зажимами.

Резиновая соединительная муфта (фиг. 139, *2*) с зажимами служит для соединения трубок. Расстояние между концами трубок не должно быть менее 25 *мм*. В противном случае механические сотрясения и вибрации, испытываемые газопроводом, будут передаваться приемнику.

Монтаж газоанализаторов. Указатель анализатора монтируют на приборной доске самолета. Прибор заводят в отверстие с зад-

ней стороны щитка и крепят винтами. Датчик монтируют на специальном кронштейне, укрепленном на пожарной перегородке или вблизи мотора. Внутри кабины датчик не монтируют, так как может просачиваться газ и отравлять воздух. Для обеспечения стока конденсирующейся воды датчик устанавливают так, чтобы выходная трубка фильтра была направлена вниз. Датчик должен свободно перемещаться в пределах упругих деформаций амортизаторов.

Опыт эксплоатации газоанализаторов показал, что необходимым условием надежной работы газоанализатора является правильный монтаж газовой схемы прибора на самолете.



Фиг. 140. Примерный монтаж датчиков при вертикальном и горизонтальном расположении выхлопной трубы двигателя.

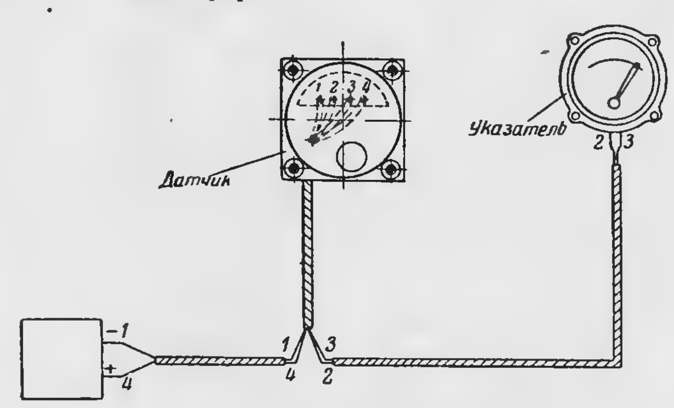
Общая конфигурация газопроводных трубок должна обеспечивать постоянный слив конденсата обратно в выхлопной коллектор или в крайнем случае (для V-образных моторов) через датчик прибора непосредственно в атмосферу. Не должно быть участков

газопроводных трубок, где могли бы образоваться пробки из конденсата.

Газозаборные ниппели следует устанавливать так, чтобы выхлопные газы брались от группы цилиндров, составляющих не менее $^{1}/_{3}$ числа всех цилиндров мотора.

Температура выхлопных газов в фильтре прибора не должна быть ниже 5 и выше 50° во избежание замерзания конденсата или каталитического догорания газов.

На фиг. 140 показаны примеры случаев монтажа датчиков при вертикальном и горизонтальном расположении выхлопной трубы мотора. Газозаборный ниппель устанавливают не ближе 250—300 *мм* от конца выхлопной трубы во избежание попадания в датчик воздуха из атмосферы.



Фиг. 141. Монтажная схема ГЭА-50.

Газозаборный и газоотводный ниппели ввинчивают в приваренные к трубе фланцы *5*. Газозаборный ниппель *1* устанавливают отверстием навстречу потоку выхлопных газов, а выходной *6* — по потоку. Ниппели соединяют с датчиком медными трубками диаметром 8×6 *мм*. Во избежание образования водяной пробки в газопроводе, где поток газа направлен вверх, нужно поддерживать температуру выше 100°. Для этого направленная вверх трубка *2* должна иметь длину не более 450 *мм* и должна быть изолирована асбестовой тканью или шнуром. Для того чтобы газ охлаждался до температуры, не превышающей 50°, голая трубка должна быть достаточной длины. Эта часть газопровода может быть выполнена в виде спирали *3*. Уклон трубопровода *4* должен быть не менее 5° для хорошего стока конденсирующейся воды.

Если прошедший через газоанализатор газ обратно в выхлопную трубу выпустить затруднительно, то его можно выпускать непосредственно в атмосферу. В этом случае конец трубки должен быть срезан под углом к потоку воздуха так, чтобы обеспечить отсос газов, и во избежание замерзания должен быть теплоизолирован.

Перед сдачей газоанализатора в эксплоатацию нужно тщательно проверить места сварок и соединений в трубопроводе во избежание подсоса воздуха из атмосферы.

Электропроводку монтируют по схеме, приведенной на фиг. 141, проводом марки ЛПРГС сечением 1,0 или 1,5 *мм*².

Потребляемый ток от бортовой сети составляет 0,3 *а*.

Подготовка газоанализатора к полету. Перед запуском мотора самолета проверяют положение стрелки на шкале указателя при выключенном токе и если стрелка не стоит против треугольника на делении 0,87, то устанавливают ее при помощи винта корректора. Затем проверяют электрический нуль прибора, для чего вывертывают увлажнитель воздушной камеры и включают ток. Через 3—5 мин. стрелка указателя должна установиться на делении 0,87, против треугольника (допуск ±0,01, т. е. половина деления шкалы). Если стрелка указателя не установится, то открывают крышку фильтра, вынимают металлическую стружку и выжидают не менее 10 мин., для того, чтобы влажность и температура воздуха установились в обеих камерах в соответствии с окружающей средой. После этого вращением винта нулевого реостата, расположенного на лицевой стороне датчика, подводят стрелку указателя на деление 0,87, против треугольника.

По окончании проверки или установки электрического нуля смачивают фитиль увлажнителя чистой водой (в зимнее время смачивают теплой водой), слегка отжимают, чтобы устранить образование капли и ввертывают его на место. Затем кладут обратно стружку в камеру фильтра и закрывают крышку, проверив наличие резиновой прокладки под ней.

Отклонение стрелки указателя в сторону бедной смеси на 0,02—0,03 после установки увлажнителя следует считать нормальным, так как относительная влажность воздушной камеры увеличилась по сравнению с газовой камерой.

Запускать мотор без наличия металлической стружки в камере фильтра газоанализатора не допускается.

Пользование газоанализатором ГЭА-50 в полете. При отсчете показаний необходимо учитывать, что в нормальных условиях прибор реагирует на изменение состава смеси через 5—6 сек. Точность показаний прибора сохраняется для обедненных смесей максимально до отношения бензин — воздух 1 : 14. При большем обеднении стрелка вновь идет назад.

При детонации стрелка указателя становится неустойчивой, склоняясь к «богатому» участку шкалы.

Показания газоанализатора не уменьшают значения термометра температуры головок цилиндров. Температуре головок цилиндров всегда надо уделять достаточно внимания. Даже если смесь воздух — горючее установлена правильно для данного мотора, температура головок цилиндров должна всегда находиться под контролем.

Для облегчения регулирования состава смеси на шкале прибора нанесены деления, соответствующие показаниям мановакуумметра. Но следует учесть, что газоанализатор не измеряет давления наддува, а указанные деления нанесены только для целей сравнения.

Для каждой величины давления во всасывающем трубопроводе существует определенный наивыгоднейший состав смеси. Пилот должен регулировать состав смеси так, чтобы стрелка газоанализатора заняла на шкале «Давление во всасывающем трубопроводе» положение, соответствующее фактическому показанию мановакуумметра.

Лучше всего регулировать состав смеси с некоторой тенденцией в сторону обогащения смеси. При взлете и наборе высоты всегда применяют богатую смесь.

При переходе на крейсерскую скорость смесь регулируют так, чтобы стрелка газоанализатора указывала деление, совпадающее с показанием мановакуумметра. Это положение соответствует наименьшему расходу топлива.

Газоанализатор не только показывает правильный состав смеси, но и предупреждает пилота о неисправностях в системе питания мотора. Например, если дроссель сместится из положения, в котором он установлен, то стрелка указателя покажет это, перейдя в новое положение. Стрелки указателя перемещаются также при изменении температуры воздуха в карбюраторе и при увеличении или уменьшении давления в воздухопроводе карбюратора. Если давление в бензинопроводе упадет, то стрелка указателя передвинется в сторону бедной смеси.

Газоанализатор является важным советчиком пилота в вопросах правильной эксплоатации авиамотора, помогая экономить горючее и увеличивать срок службы мотора.

Проверка газоанализатора после полета. После остановки мотора следует провентилировать и просушить газовую и воздушные камеры, для чего открывают камеру фильтра, вынимают металлическую стружку, протирают камеру сухой тряпкой, вывертывают увлажнитель воздушной камеры, включают ток и оставляют в таком положении 15—20 мин.

Попутно с этим проверяют электрический нуль. Эту работу делают до снятия аккумулятора с самолета. После просушки камеру фильтра закрывают крышкой и ввертывают увлажнитель на место. Фитиль увлажнителя отжимают с целью удаления влаги. Металлическую стружку после просушки вкладывают обратно в камеру фильтра.

Просушку газовой и воздушной камер следует производить в тех случаях, если следующий очередной полет будет не ранее чем через восемь часов. Однако удалять конденсат нужно после каждого полета продолжительностью не менее часа. Для удаления конденсата открывают камеру фильтра, вынимают стружку, стряхивают с нее влагу и вкладывают стружку обратно.

Через 100 час. полета необходимо прочистить трубопроводы, промыть металлическую стружку бензином и просушить.

Следует периодически проверять газовую систему прибора на герметичность с помощью установки для проверки аэронавигационных приборов КПУ-3 и проверять показания газоанализатора по специальному контрольному прибору УПА-40. Методика этих проверок дается в специальных инструкциях и указаниях.

Устранение неисправностей. Если при включении источника питания и вращении нулевого реостата стрелка указателя не отклоняется, то это показывает, что вышел из строя барретор или есть разрыв в цепи проводов. При исправности барретора следует проверить всю электропроводку и в особенности в местах подключения к датчику, указателю и бортовой сети.

Если при включении источника питания стрелка указателя резко отклоняется в ту или другую сторону от 0,87 *а*, то в этом случае неверно подключены проводники к датчику указателя, или образовался обрыв плеча в мосте или заземление в датчике. Для устранения этого дефекта следует проверить правильность соединений и установить, нет ли касания оголенных проводников к заземленным частям. Если в датчике имеется обрыв или заземление, необходимо этот датчик заменить новым.

Если газоанализатор плохо реагирует на изменение состава смеси, то причину этого нужно искать или в неправильном положении газозаборной трубки или в засорении трубопроводов (скопление в трубках воды) или в неплотности в резиновых соединениях трубок и в крышке фильтра датчика.

Если газоанализатор дает обратные показания (вместо богатой смеси показывает бедную и наоборот) следует проверить правильность приключения прибора к бортовой сети; к зажиму *1* (фиг. 141) должен быть приключен минус сети, а к зажиму *4* плюс. Если полярность приключения бортовой сети правильна, то необходимо поменять местами провода *2* и *3* на датчике или указателе. Правильность приключения прибора можно проверить также при проверке электрического нуля. При вращении нулевого реостата вправо, стрелка указателя должна отклоняться вправо, при вращении нулевого реостата влево, стрелка указателя должна отклоняться влево.

Если во время работы стрелка указателя все время перемещается по шкале и дает броски, следует проверить все соединения проводников и надежность контактов.

Напряжение бортовой сети должно быть не менее 23 *в*. При меньшем напряжении прибор будет давать неточные показания.

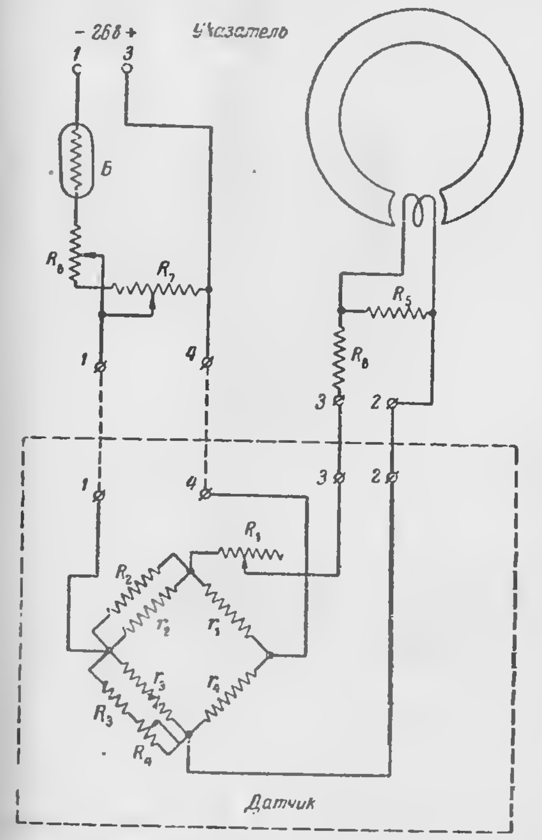
Следует обратить особое внимание на полную герметичность газовой схемы. Недостаточная герметичность может явиться причиной подсоса воздуха в фильтр датчика, в результате чего прибор будет давать неверные показания.

30. ЭЛЕКТРИЧЕСКИЙ ГАЗОАНАЛИЗАТОР ТИПА КЕМБРИДЖ

Газоанализатор типа Кембридж отличается от газоанализатора ГЭА-50 лишь конструктивным выполнением. Электрическая схема газоанализатора приведена на фиг. 142. Она состоит из

двух основных частей — схемы датчика и схемы указателя. Схема датчика состоит из моста Уитстона с четырьмя спиралями r_1, r_2, r_3 и r_4 из платиновой проволоки диаметром 18 μ. Два плеча r_2 и r_3 шунтированы сопротивлениями R_2, R_3 и R_1, из которых R_2 и R_3 постоянные, а R_4 — регулируемое. Сопротивление R_4 служит для уравновешивания моста перед пуском газоанализатора в работу.

Сопротивление R_1, включенное в цепь гальванометра обеспечивает соответствующую градуировку прибора и взаимозаменяемость датчиков.



Фиг. 142. Электрическая схема газоанализатора.

К зажимам *1* и *4* приключены провода питания моста током, а к зажимам *2* и *3*—цепь указателя. В схеме указателя внешние соединительные провода присоединяются к зажимам с соответствующей нумерацией.

Провода *2* и *3* идут к рамке гальванометра через добавочное сопротивление R_8, изготовленное из манганиновой проволоки.

Сопротивление R_8 и никелевое сопротивление R_5 служат для компенсации ошибок прибора от изменения температуры окружающего воздуха. В корпусе же указателя расположена часть схемы, служащая для стабилизации напряжения, подаваемого на диагональ моста. Эта часть схемы состоит из барретора *Б* и сопротивлений R_6 и R_7.

Газоанализатор на два мотора. На двухмоторном самолете может быть установлен прибор, указатель которого имеет два гальванометра, расположенных в одном корпусе. Электрическая схема газоанализатора для двух моторов изображена на фиг. 143. Такой прибор имеет общую стабилизацию напряжения, два моста Уитстона и два гальванометра. Мосты Уитстона соединены последовательно. Большинство элементов схемы остается такими же, как у одномоторного газоанализатора.

Датчик и указатель прибора. Барретор в газоанализаторе типа Кембридж установлен не на датчике, как у ГЭА-50 (см. фиг. 137), а на задней стороне указателя.

Указателем прибора служит магнитоэлектрический милливольтметр. Прибор помещен в корпус и предназначен для утопленного монтажа на приборной доске самолета.

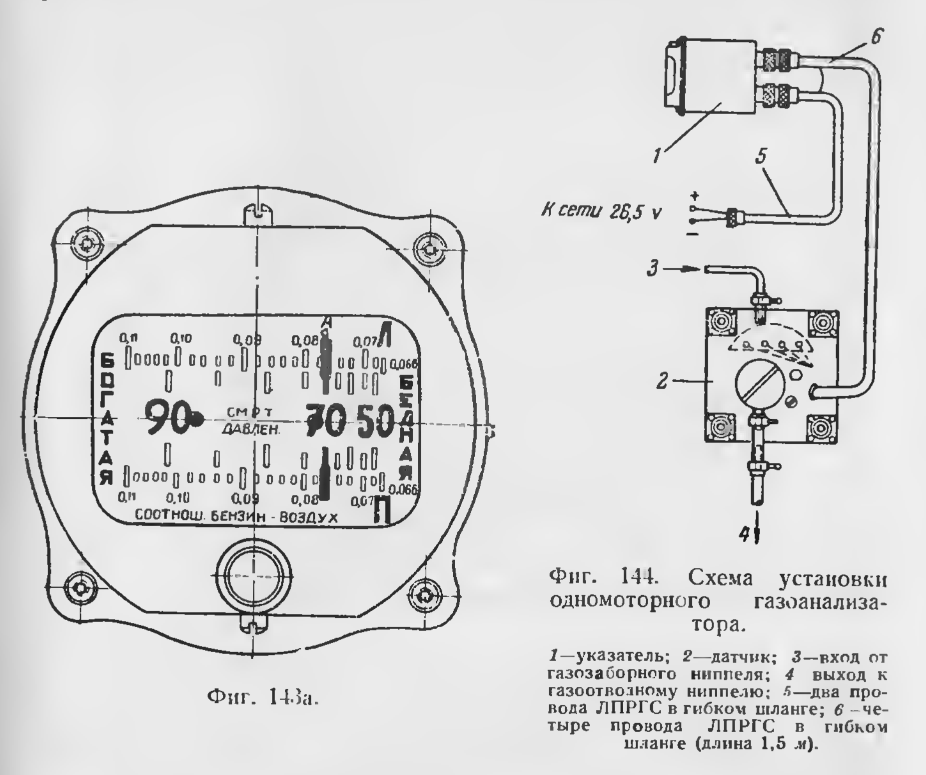
Над стеклом прибора (фиг. 143а) расположен механический корректор для установки стрелки выключенного прибора на отметку шкалы со значком А. Шкала отградуирована в значениях соотношения бензин-воздух. Крупные цифры означают давление наддува в сантиметрах ртутного столба в соответствии со шкалой мановакуумметра. На некоторых образцах приборов шкала отградуирована непосредственно в значениях α (см. фиг. 2).

Фиг. 143. Схема двухмоторного газоанализатора.

Прибор имеет железный корпус для защиты от влияния внешних полей и уменьшения влияния на магнитный компас. С задней стороны прибора имеется штепсельный вывод для приключения соединительных проводов от датчика и от бортовой сети самолета.

Барретор установлен с задней стороны прибора и защищен от механических повреждений навинчивающимся металлическим колпачком. Барретор предохраняется от самоотвинчивания специальной пружиной, припаянной к патрону и навитой на цоколь барретора. Внутри корпуса прибора помещаются один или два милливольтметра и все сопротивления, относящиеся к стабилизатору напряжения.

Монтаж прибора. Монтируют газоанализатор типа Кембридж (фиг. 144) в соответствии с указаниями по монтажу газоанализатора ГЭА-50.



Фиг. 143а.

Фиг. 144. Схема установки одномоторного газоанализатора.

1—указатель; 2—датчик; 3—вход от газозаборного ниппеля; 4 выход к газоотводному ниппелю; 5—два провода ЛПРГС в гибком шланге; 6—четыре провода ЛПРГС в гибком шланге (длина 1,5 м).

Все указания по эксплоатации газоанализатора ГЭА-50 относятся и к газоанализатору типа Кэмбридж. Прибор предназначен для работы от бортовой сети напряжением 26,5 *в*.

31. ПОПЛАВКОВЫЙ ЭЛЕКТРИЧЕСКИЙ БЕНЗИНОМЕР ПОСТОЯННОГО ТОКА

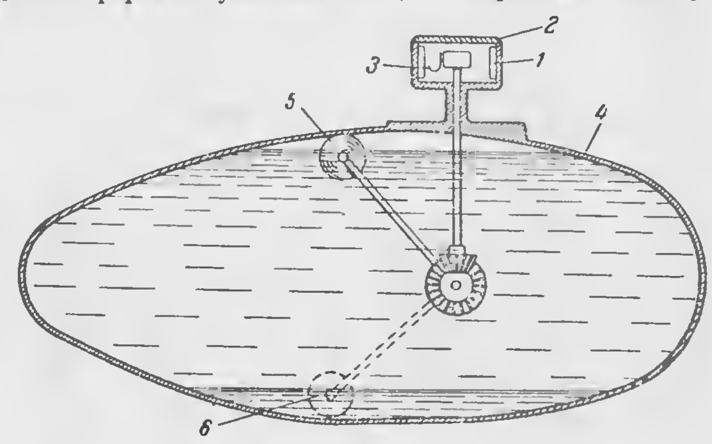
Назначение и принцип действия. Поплавковый электрический бензиномер постоянного тока предназначен для определения количества горючего в бензиновых баках самолета.

В отличие от гидростатического бензиномера непостоянного действия поплавковый электрический бензиномер является прибором постоянного действия, т. е. дает показания постоянно.

С изменением уровня горючего в баке (фиг. 145) перемещение поплавка при помощи двух конических шестерен передается специальному устройству, являющемуся датчиком прибора и расположенному на наружной стороне бензинового бака. Это устройство состоит из проволочного сопротивления, намотанного на

изоляционную пластинку. По этому сопротивлению перемещается ползунок, связанный через конические шестерни с поплавком.

К концам сопротивления (потенциометра) подведен постоянный ток от бортовой сети (фиг. 146). При движении ползунка *1* по сопротивлению *2* от точки *а* к точке *б* напряжение между точками *а* и *в* непрерывно увеличивается, а напряжение между точка-



Фиг. 145. Схема датчика бензиномера.

1—потенциометр; *2*—корпус датчика; *3*—ползунок; *4*—бензиновый бак; *5*—поплавок в верхнем положении; *6*—поплавок в нижнем положении.

ми *б* и *в* уменьшается, хотя сумма этих напряжений остается равной напряжению, подведенному к концам *а* и *б*.

Следовательно, каждому положению поплавка в баке соответствует определенное соотношение напряжений E_1 и E_2, выходящих из датчика.

Указатель (фиг. 146) является электромагнитным измерительным прибором с двумя катушками, расположенными под углом 90°. Катушки соединены между собой последовательно и имеют вывод от точки соединения.

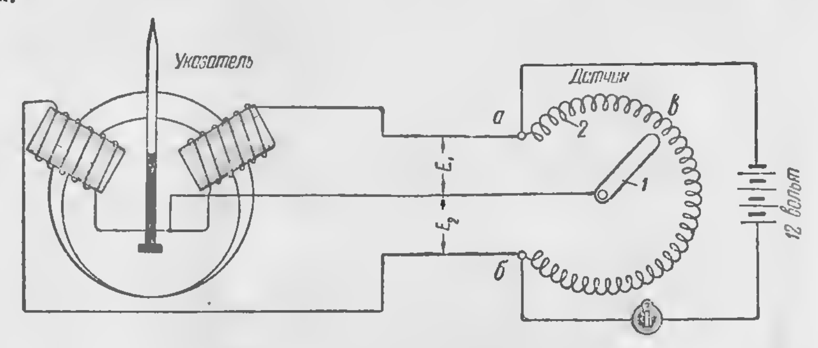
Внутри катушек двигается серповидный железный сердечник. С этим железным сердечником связана стрелка указателя. Действие указателя основано на действии магнитных полей обеих катушек на железный серповидный сердечник.

В зависимости от положения ползунка на потенциометре в катушках будут протекать различные силы токов. Если в одной из катушек ток будет больше, чем в другой, то и магнитное поле катушки также будет больше, чем магнитное поле другой катушки. Якорь будет втягиваться внутрь катушки до тех пор, пока вращающие моменты обеих катушек не будут уравнены. На фиг. 147 изображено три положения ползунка потенциометра и соответствующие им положения серповидного сердечника указателя.

Положение *1* соответствует поплавку, лежащему на дне бака (бак пустой), причем сердечник полностью втянут в левую ка-

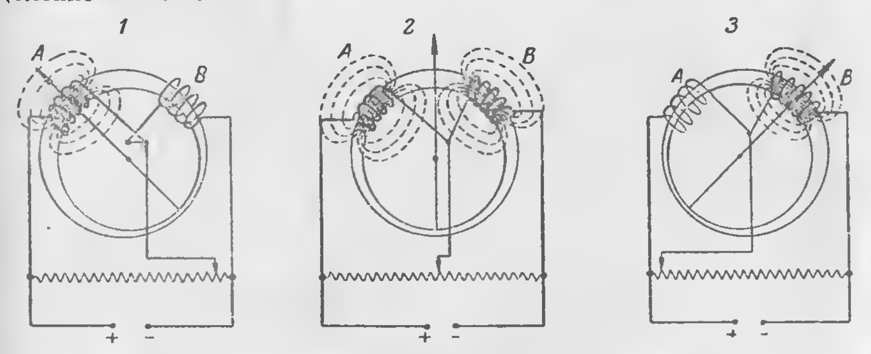
тушку, и стрелка, связанная с сердечником, указывает нуль на шкале.

Положение *2* соответствует баку, наполненному до половины, ползунок потенциометра стоит посредине, сердечник втянут катушками поровну, и стрелка прибора находится на среднем делении.



Фиг. 146. Электрическая схема бензиномера.

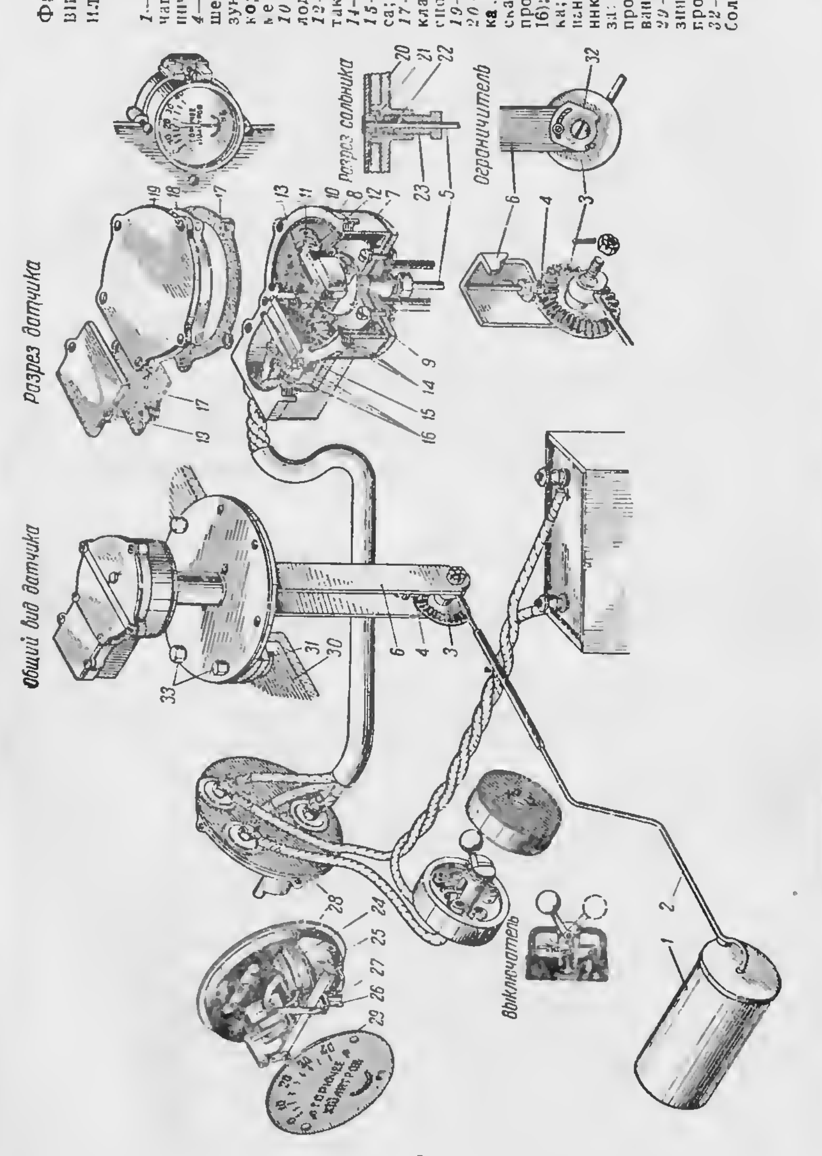
Положение *3* соответствует полному баку. Поплавок, находящийся в верхнем своем положении, ставит ползунок потенциометра в крайнее положение, серповидный сердечник втянут дотказа в правую катушку, и стрелка указывает на максимальное деление шкалы.



Фиг. 147. Схема работы указателя бензиномера.

Промежуточным положениям поплавка соответствуют промежуточные положения ползунка потенциометра, сердечника и стрелки. Так как бензиновый бак самолета имеет неправильную форму, то прибор тарируют специально для бака данного типа.

Конструктивное выполнение прибора (фиг. 148). Поплавок *1* представляет собой пустотелый латунный цилиндр, плавающий на поверхности горючего. Поплавок жестко связан с большой конической шестерней *3*, имеющей возможность вращаться вокруг своей оси. Большая шестерня сцепляется с малой คониче-



Фиг. 148. Общий вид и монтаж поплавкового бензиномера.

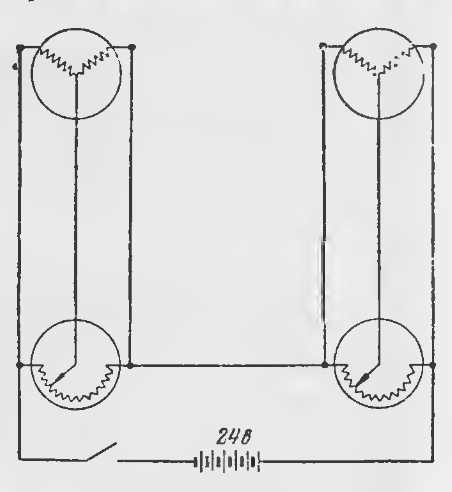
1—поплавок; *2*—рычаг; *3*—большая коническая шестерня; *4*—малая коническая шестерня; *5*—ось ползунка; *6*—штанга; *7*—корпус; *8*—потенциометр датчика; *9*—диск; *10*—бакелитовая колодка; *11*—обойма; *12*—ползунок; *13*—контактная пластинка; *14*—вводные контакты; *15*—изолирующая масса; *16*—клеммы 1, 3, 2; *17*—пробковая прокладка; *18*—эксельсиоровая прокладка; *19*—крышка датчика; *20*—основание сальника. *21*—подпятник диска; *22*—пробковые прокладки (от 12 до 16); *23*—гайка сальника; *24*—катушка гальванометра; *25*—сердечник из мягкого железа; *26*—стрелка; *27*—противовес; *28*—основание гальванометра; *29*—шкала; *30*—бензиновый бак; *31*—пробковая прокладка; *32*—ограничитель; *33*—болт с гайкой.

ской шестерней *4*, которая насажена на конце оси ползунка потенциометра.

Ползунок *12* укреплен на оси при помощи обоймы *11* и колодочки *10*, изготовленной из карболита.

Ползунок при вращении оси скользит по поверхности потенциометра *8*, намотанного на текстолитовую пластинку, изогнутую по окружности. Потенциометр намотан из константановой проволоки диаметром 0,2 *мм* и общим сопротивлением от 105 до 115 *ом*.

Концы обмотки потенциометра и пластинка от ползунка через контакты *14* выведены к клеммам, помеченным на корпусе цифрами 1, 2 и 3. Эти три клеммы соединены проводниками с указателем.



Фиг. 149. Схема включения двух бензиномеров.

Для обеспечения пожарной безопасности корпус датчика выполнен герметичным.

Указатель состоит из двух катушек *24*, расположенных под углом 90°. Катушки намотаны из провода марки ПЭЛ диаметром 0,1 *мм* по 1100 витков каждая. Общее сопротивление двух катушек 100—120 *ом*.

На серповидном сердечнике *25* укреплена стрелка *26*.

Бакелитовый корпус стандартного размера 60 *мм*. Шкала имеет деления и цифры для отсчета горючего. Цифры, деления против них и конец стрелки покрыты светящейся массой.

Прибор питается током от бортовой электросети напряжением 12 *в*. В случае применения на самолете 24-вольтового оборудования бензиномеры для двух баков включаются последовательно (фиг. 149).

Каждый бензиномер потребляет мощность 2,5—3 *вт*.

Максимально допустимые ошибки прибора при температуре от +10 до —60° не должны превышать 5—15% от полной емкости бака.

Вес датчика 400 *г*, вес указателя 100 *г*.

Проверку показаний прибора рекомендуется производить при помощи контрольной заливки горючего в бензиновые баки. Для этого вливают горючее в бак мерным ведром, вмещающим 10 или 20 *л*.

Монтаж прибора. Перед монтажем необходимо проверить, предназначен ли устанавливаемый прибор для данного типа самолета и данного типа бака.

Каждый датчик имеет свой спаренный с ним указатель под общим номером.

Перед окончательным закреплением датчика на баке самолета необходимо убедиться в том, что поплавок датчика свободно двигается в баке и что при пустом баке указатель показывает нуль.

Затем между фланцем датчика и фланцем бака вкладывают для герметичности пробковую прокладку. Болты, крепящие датчик, законтривают.

Указатель крепят на приборной доске стандартным крепежным кольцом. Датчик и указатель соединяют проводом марки ЛПРГС сечением не менее 0,5 *мм²*.

Концы проводов датчика, идущие от клемм, помеченных цифрами 1, 2 и 3, соответственно соединяют с клеммами 1, 2 и 3 указателя. Собранную электрическую схему присоединяют к бортовой сети через выключатель. Рекомендуется включать прибор лишь для измерений и после снятия отсчета выключать.

Прибор имеет ряд недостатков, влияющих на точность показаний.

К общим недостаткам всех поплавковых бензиномеров относится изменение уровня горючего при кренах, подъемах, спусках и как следствие этого — перемещение поплавка и неверные показания прибора.

Рабочая часть шкалы составляет угол 90°, и, следовательно, создается трудность отсчета показаний прибора.

Прибор начинает неточно работать при уменьшении напряжения в бортовой сети до 10 *в* (и соответственно до 20 *в* при 24-вольтовой бортовой сети).

Отсутствие камней вызывает затирания в осях прибора.

Трущийся контакт между ползунком и сопротивлением потенциометра часто нарушается, что выводит прибор из строя.

32. ЭЛЕКТРИЧЕСКИЙ БЕНЗИНОМЕР С ПЕРЕКЛЮЧАТЕЛЕМ

Назначение и устройство. Электрический бензиномер с переключателем предназначен для установки на многобачные самолеты. На приборной доске самолета устанавливают обычно один указатель и переключатель, позволяющий присоединять к указателю любой датчик.

Датчик (фиг. 150), входящий в комплект бензиномера, представляет собой потенциометр, ползунок которого скользит по сопротивлению и занимает положение, соответствующее уровню горючего в баке. Передача от поплавка к ползунку потенциометра осуществляется системой рычагов. Главной особенностью датчика этого типа является полная гарантия от проникновения паров горючего и жидкого бензина в камеру потенциометра. Для этого рычаг бензиномера, передающий перемещение поплавка к ползунку потенциометра, проходит через сильфон, обеспечивающий полную герметичность вывода. Сильфон вследствие эластичности не препятствует качанию рычага.

Рычаг связан с ползунком потенциометра соприкасающимся поводком. Постоянство соприкосновения поводка с рычагом обеспечивается специальной пружиной, стремящейся поставить ползунок потенциометра в крайнее положение.

Выводы от потенциометра датчика подают к указателю и к источнику питания по схеме, приведенной на фиг. 151.

В качестве указателя применен магнитоэлектрический логометр (фиг. 152). От обычного гальванометра логометр отличается тем, что подвижная рамка его выполнена в виде двух катушек, расположенных под некоторым углом. Подводка тока осуществляется при помощи трех волосков, имеющих весьма слабый момент по сравнению с вращающим моментом рамки. Благодаря этому рамка устанавливается только в зависимости от отношения сил токов, протекающих через катушки рамки.

Для получения равномерности шкалы воздушный зазор между полюсными наконечниками и сердечником делается обычно неравномерным.

Фиг. 150. Схема датчика бензиномера.

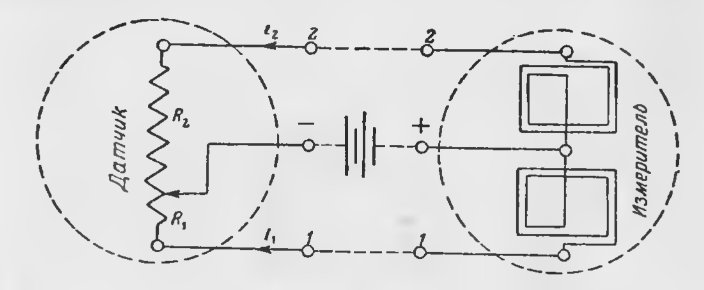
1 — поплавок; 2 — коромысло; 3 — рычаг; 4 — сильфон; 5 — скоба; 6 — поводок; 7 — пружина; 8 — ползунок; 9 — обмотка потенциометра.

Полюсным наконечником логометра, установленного в указателе бензиномера, придана специальная форма, позволяющая увеличить шкалу прибора до 180°.

Указатель прибора рассчитан для работы в условиях больших вибраций. Прибор заключен в бакелитовый корпус диаметром 80 *мм*. Шкала измерителя окрашена в черный цвет и тарирована в зависимости от емкости баков. Если баки самолета разной формы, то наносят две шкалы — верхнюю и нижнюю — с общим нулем для обеих шкал. Цифры и стрелки прибора покрыты светящейся массой.

На шкале имеется белый треугольник с красной чертой и надписью «выкл.». Это соответствует положению стрелки при выключенном токе питания.

Прибор предназначен для работы от бортовой электросети напряжением 26,5 *в*.

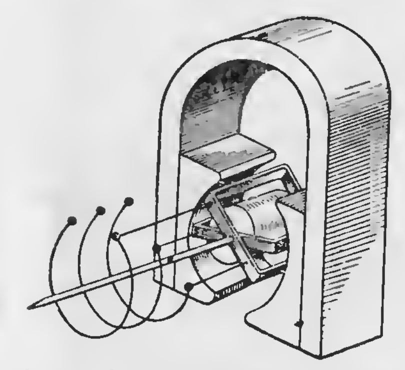


Фиг. 151. Соединение датчика с указателем.

В целях устранения влияния температуры окружающего воздуха в указателе применена специальная электрическая схема, почти полностью компенсирующая температурные ошибки прибора.

Ошибка скомпенсированного прибора не превышает 0,03% от номинального значения шкалы на каждый градус изменения температуры окружающей среды.

Колебания напряжения питающей сети на ±15% вызывают погрешность, не превышающую 1%.



Фиг. 152. Магнитоэлектрический логометр.

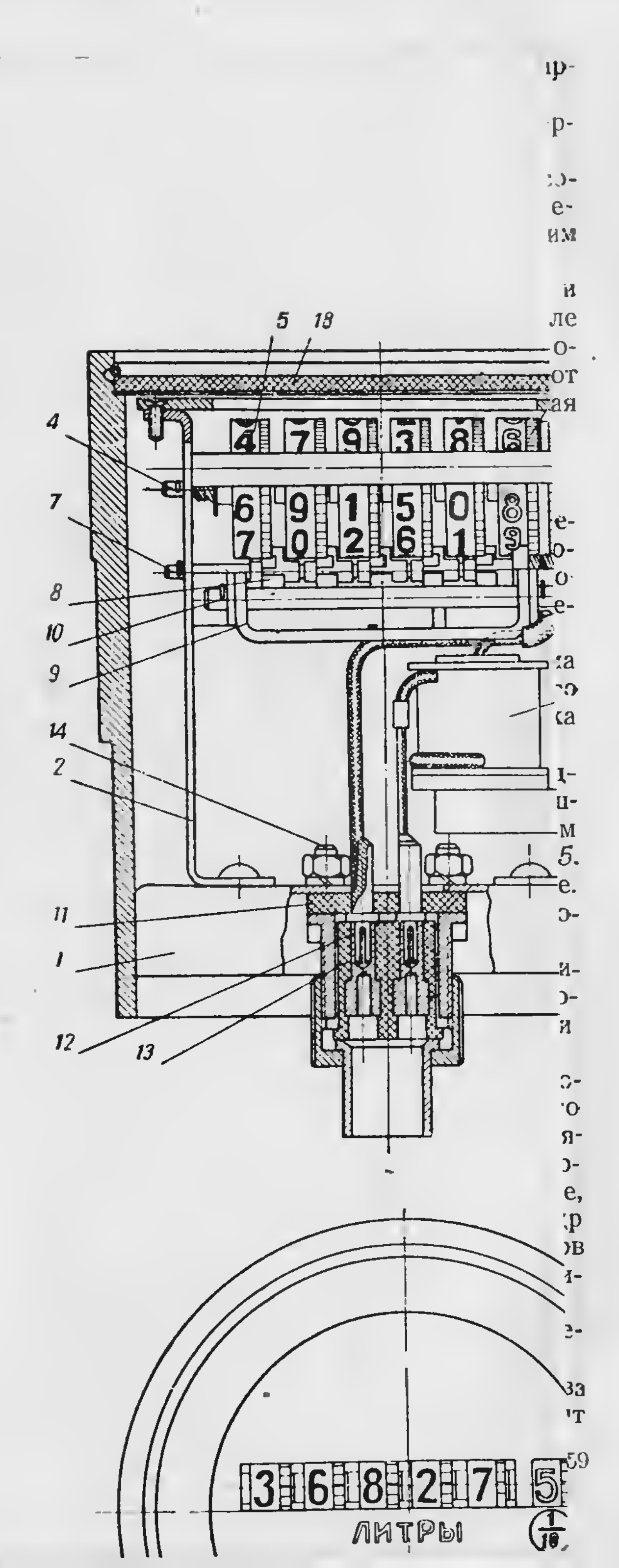
Погрешность всего комплекта прибора не выше 5% от номинального значения шкалы.

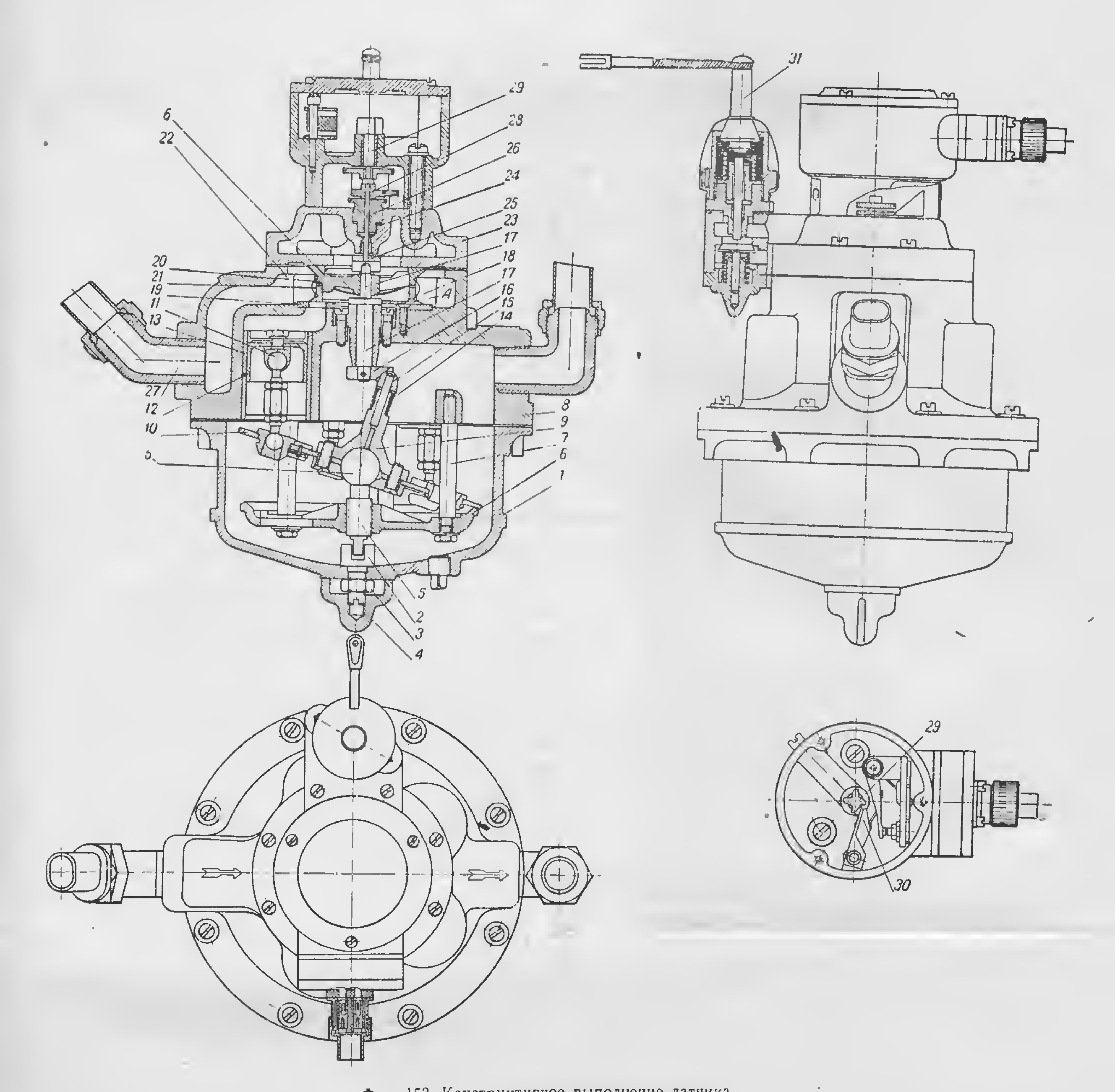
Для уменьшения влияния указателя на магнитный компас и другие приборы, расположенные на самолете, а также для устранения обратного влияния внешнего магнитного поля на корпус указателя надет магнитный экран.

Для присоединения соединительных проводников от переключателя и источника питания с задней стороны указателя имеются зажимы, закрытые алюминиевым кожухом. Правый зажим указателя (если смотреть с задней стороны) имеет обозначение «+», средний «2» и левый «1». Под гайки подкладывают шайбы Гровера.

Переключатель смонтирован в бакелитовом корпусе диаметром 80 *мм*. На передней стороне установлена ручка переключения с оцифровкой, покрытой светящейся массой.

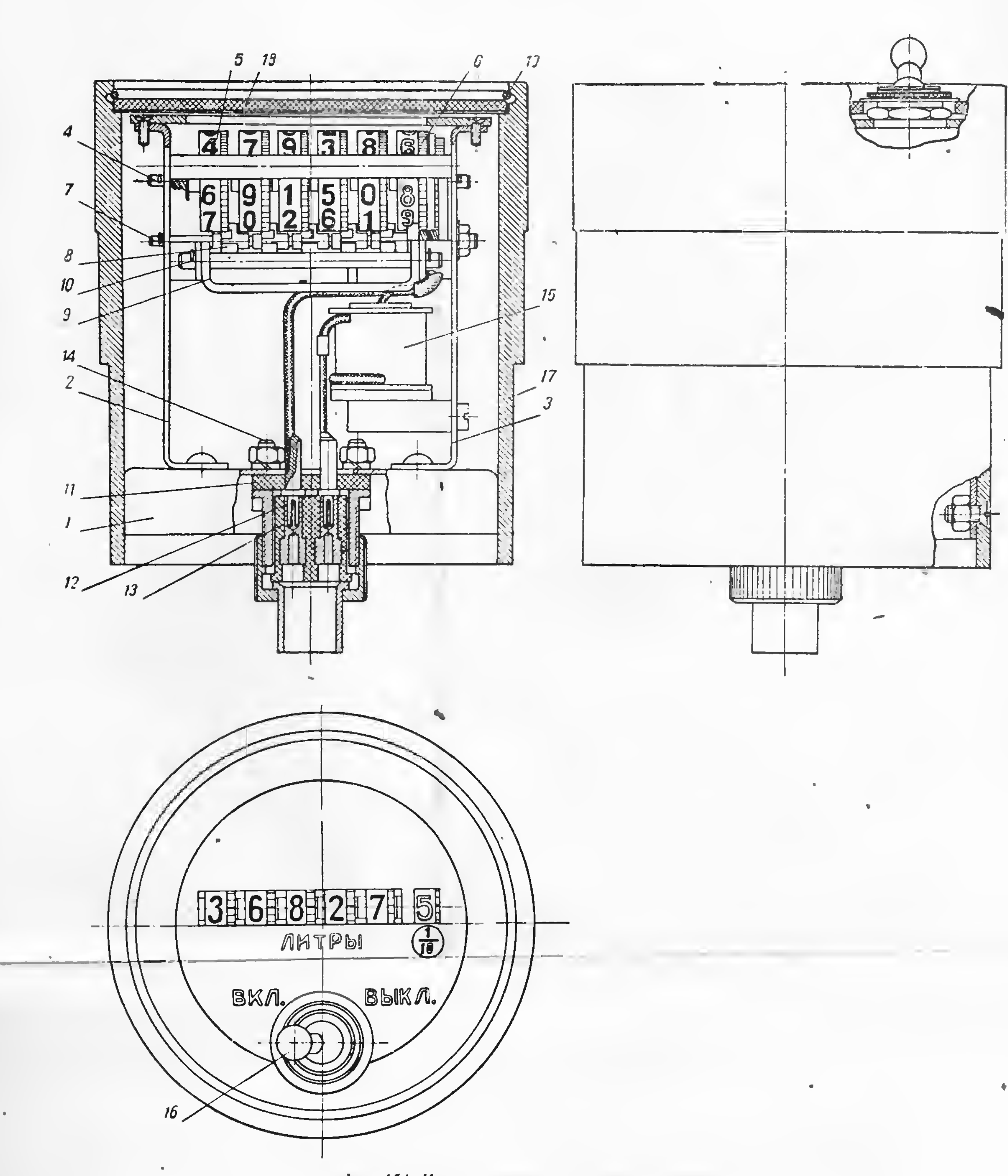
Сопротивление соединительных проводов, предназначенных для соединения приемников с переключателем, может колебаться в





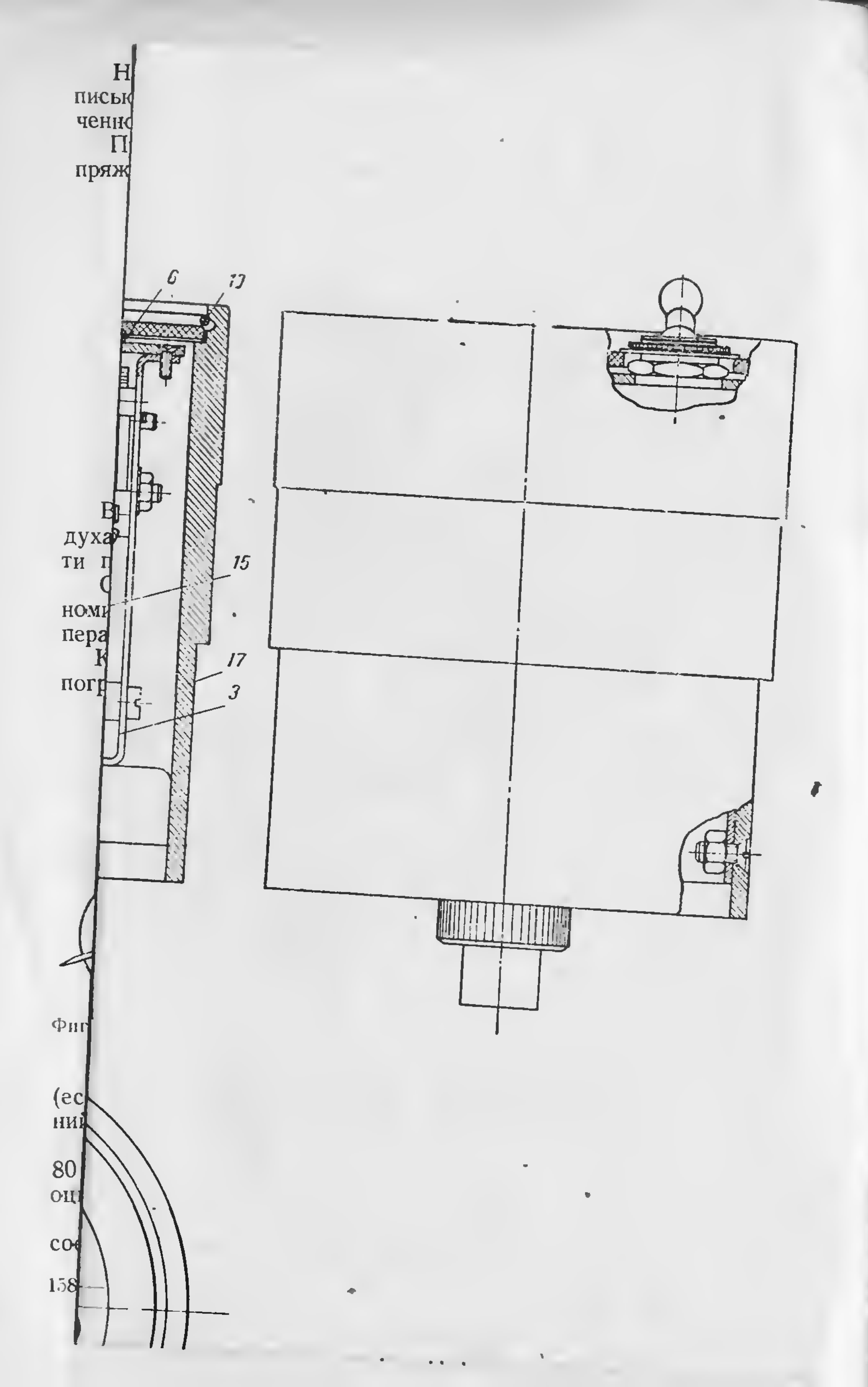
Фиг. 153. Конструктивное выполнение датчика.

1—корпус; 2—регулировочный винт; 3—гайка; 4—колпачок; 5—шарнир; 6—крышка; 7—стержень; 8—верхняя часть корпуса; 9—чашка; 10—диск; 11—штоки; 12—поршни; 13—цилиндры; 14—пружина; 15—сухарь; 16—поводок; 17—эксцентрик; 18—втулка; 19—диск; 20—золотник; 21—кожаная прокладка золотника; 22—камера золотника; 23—перекрыватель; 24—вертикальная ось; 25—ползун; 26—пробка; 27—входной штуцер; 28—шестеренка редуктора; 29—контактный кулачок; 30—контактный рычажок; 31—предохранительный клапан.



Фиг. 154. Конструктивное выполнение указателя.

1—основание; 2 и 3—платики; 4—основной валик; 5—барабанчики; 6—храповое колесо; 7—вспомогательный валик; 8—звездочки; 9—якорь; 10—валик; 11—основание штепселя; 12—вилка; 13—штепсель; 14—провод; 15—катушки электромагнитов; 16—выключатель; 17—корпус указателя; 18—стекло; 19—прижимное кольцо.



пределах от 0,1 до 0,5 *ом*. Для монтажа применяют провода марки ПК-4 (сечением 1 *мм*²) или марки ЛПРГС.

Датчики бензиномера устанавливают через специальные отверстия в баках и укрепляют 5-миллиметровыми болтами.

Проводники от зажимов «1» приемников присоединяют к соответствующим зажимам во впадине задней стенки переключателя. Проводники от зажимов «2» присоединяют к соответствующим зажимам на выступе задней части переключателя.

Все проводники, присоединяемые к приемникам, к указателю и к переключателю, должны иметь кабельные наконечники. После присоединения проводников к переключателю и измерителю последние укрепляются на щитке. По окончании монтажа включают ток и проверяют работу всего комплекта, поочередно включая датчики.

33. СЧЕТЧИК РАСХОДА ГОРЮЧЕГО СРГ-1

Назначение прибора. Счетчик определяет суммарное количество израсходованного горючего. Пользуясь счетчиком и секундомером, легко определить скорость расхода горючего, остаток горючего, часовой расход горючего и выбрать наивыгоднейший режим полета.

Прибор состоит из датчика, являющегося измерителем объема прошедшего через него горючего, и указателя, представляющего собой счетчик электрических импульсов, подаваемых из датчика при прохождении через него каждых 0,05 *л*.

Датчик (фиг. 153). В корпусе датчика имеется пять цилиндров, в которых могут двигаться пять поршней *12*. Шатуны поршней шарнирно связаны с качающимся диском *10*, расположенным в нижней части датчика и установленным на шаровом шарнире *5*, позволяющем диску совершать сложное колебательное движение.

При обкатывании диска по краю чашки *9* поршни будут совершать возвратно-поступательное движение в цилиндрах.

Качающийся диск при помощи поводка вращает ось эксцентрика *17*, на которую насажен эксцентричный золотник *20*, соединяющий цилиндры поочередно либо с входным штуцером датчика либо с выходным.

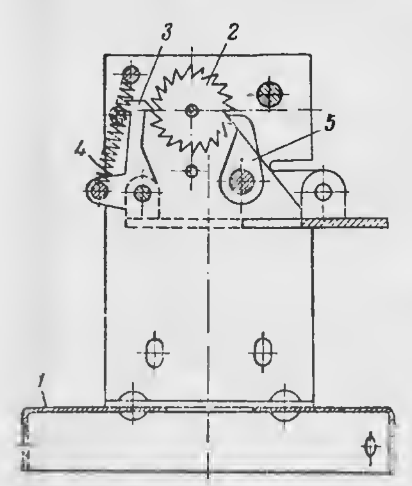
При работе бензиновой помпы мотора поршни цилиндров, соединенных с входным штуцером, под давлением поступающего горючего двигаются вниз и перемещают качающийся диск и связанный с ним эксцентричный золотник. В тот момент, когда поршень цилиндра опускается вниз, золотник перекрывает отверстие, соединяющее цилиндр с входным штуцером, и соединяет цилиндр с выходным штуцером датчика. Когда поршни других цилиндров двигаются вниз, они выталкивают горючее из заполненных цилиндров.

С осью эксцентрического золотника через редуктор с отношением 1 : 4 связана ось контактного кулачка *29*.

Каждый цилиндр датчика имеет объем 0,01 *л*. Следовательно, за один оборот вертикальной оси прибора через датчик проходит

0,05 *л*. За это время контактный кулачок поворачивается на 90° и замыкает контакты, подающие электрический импульс в указатель. Таким образом число электрических импульсов, подаваемых датчиком, зависит от объема прошедшей через него жидкости.

Указатель (фиг. 154). Указатель является счетчиком электрических импульсов. Весь механизм крепится на основании между двумя платинками. Сквозь эти платинки проходит валик, являющийся основным валиком счетчика. На этом валике надето шесть барабанчиков с цифрами от 0 до 9 включительно. Все барабанчики имеют с левой стороны по одному зубу и с правой стороны по двадцать зубьев. Первый барабанчик соединен с храповым колесом.



Фиг. 155. Платинка счетчика с храповым колесом и собачками.

1—основание; *2*—храповое колесо; *3*—собачка; *4*—пружина; *5*—обратная собачка.

На другом, вспомогательном, валике свободно насажено пять маленьких зубчаток, служащих для передачи движения с одного барабанчика на другой. Эти зубчатки помещаются между двумя соседними барабанчиками. Когда первый барабанчик делает один оборот, зуб этого барабанчика с левой стороны войдет в зацепление с зубом зубчатки и соединит ее одновременно с первым и вторым барабанчиком на момент поворота соседнего барабанчика на $^1/_{10}$ часть окружности.

На храповое колесо *2* набегает собачка *3* (фиг. 155), связанная с якорем электромагнита, обмотка которого соединена с импульсным устройством датчика. Собачка передвигает первый барабанчик на $^1/_{20}$ часть окружности с каждым импульсом.

Обратная собачка *5* удерживает храповое колесо и связанный с ней барабанчик от обратного вращения.

Провода присоединяют к счетчику при помощи штепселя.

Общая схема прибора изображена на фиг. 156.

При прохождении через датчик 0,05 *л* горючего электрический импульс, посылаемый из датчика, заставляет якорь электромагнита притянуться и передвинуть крайний барабанчик на $^1/_{20}$ часть окружности. Таким образом при прохождении через датчик 0,1 *л* горючего барабанчик повертывает на одну цифру.

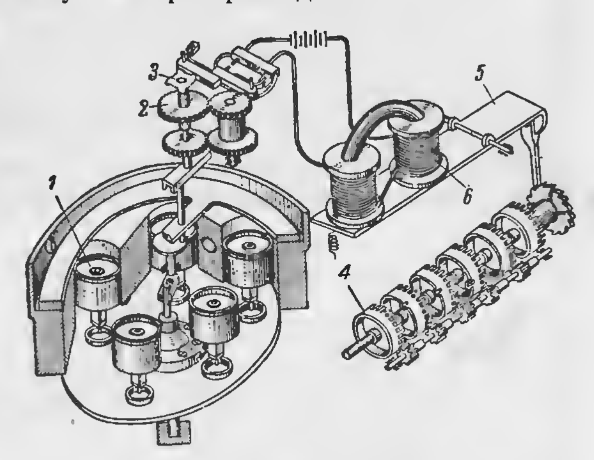
Цифры первого барабанчика, скрепляемого с храповым колесом, соответствуют 0,1 *л*, цифры второго барабанчика соответствуют целым литрам, третьего — десяткам и т. д.

Для включения прибора в работу имеется шарнирный выключатель, расположенный на стекле указателя.

Указатель собран в бакелитовом корпусе.

При взлете самолета с мощным мотором требуется большая подача горючего, а так как прибор не может пропустить сразу большое его количество, то в корпусе датчика предусмотрен специальный предохранительный клапан, который необходимо открыть, потянув за ручку, укрепленную на приборной доске.

Предел работы прибора 20—378 *л/час*. Ошибка прибора не более 0,5% от показания. Вес датчика 4300 *г*. Вес указателя 450 *г*.



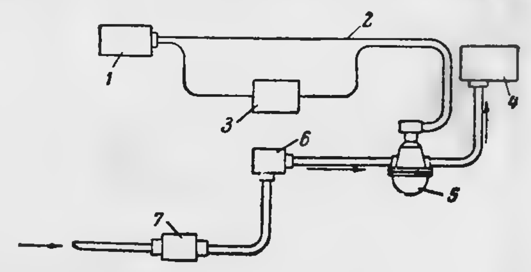
Фиг. 156. Общая схема прибора.

1—цилиндры; *2*—шестеренки редуктора; *3*—контактный кулачок; *4*—барабанчики; *5*—якорь; *6*—катушки электромагнитов.

Монтаж прибора (фиг. 157). Датчик прибора устанавливают непосредственно у мотора, недалеко от бензиновой помпы. Датчик крепят к какому-либо стержню моторной рамы при помощи хомута.

Ручку предохранительного клапана крепят на приборной доске как можно ближе к летчику.

После установки прибора на самолет перед запуском мотора необходимо полностью залить датчик горючим.



Фиг. 157. Монтажная схема счетчика расхода горючего.

1—суммарный счетчик; *2*—электрическая сеть; *3*—аккумулятор; *4*—карбюратор; *5*—датчик; *6*—помпа; *7*—фильтр.

Указатель крепят на приборной доске в группе моторных приборов. После установки датчика и указателя присоединяют проводку от источника тока к прибору. Для этого снимают накидную гайку штепселя, ниппель и самый штепсель. Потом накидывают гайку на провод, оголяют концы последнего на 1,5—2 *см* и продевают в отверстие штепселя.

Провода крепят в штепселе винтами. Один конец провода соединяют с бортовой сетью, другой конец со штепселем датчика. Вторую вилку штепселя датчика соединяют с другим проводом бортовой сети.

ГЛАВА ПЯТАЯ

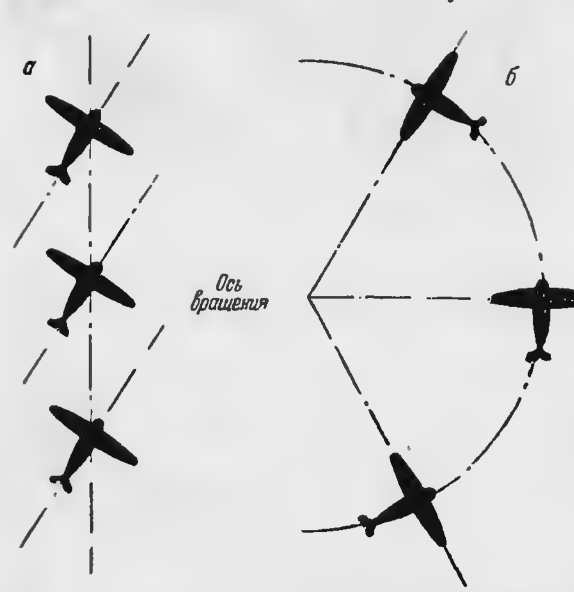
ГИРОСКОПИЧЕСКИЕ ПРИБОРЫ

34. НЕКОТОРЫЕ СВЕДЕНИЯ ИЗ МЕХАНИКИ

Абсолютное и относительное движение. Движение тела называется *абсолютным,* если окружающие предметы находятся в покое. Движение называется *относительным,* если окружающие предметы находятся в движении.

Понятие абсолютного движения является условным, так как нет абсолютно неподвижных тел.

В большинстве случаев считают землю находящейся в покое, а движение относительно земли условно принимают за абсолютное.



Фиг. 158. Поступательное и вращательное движение.

Например, движение самолета относительно воздуха является относительным, а движение самолета относительно земли принимают за абсолютное движение. Движение воздуха относительно земли в этом случае называется *переносным* движением. Если воздух относительно земли неподвижен, т. е. если нет ветра, то относительное движение самолета совпадает с его абсолютным движением.

Для гироскопа землю уже нельзя считать неподвижной, так как ее вращение оказывает влияние на ось гироскопа. В этом случае, как мы увидим ниже, движение гироскопической оси относительно земли будет относительным движением, а за абсолютное движение принимают движение оси гироскопа по отношению к мировому пространству, т. е. к неподвижным звездам.

Поступательное и вращательное движение. Движение твердого тела называется *поступательным,* если скорости и ускорение всех точек тела в каждый момент времени равны по величине и одинаково направлены. При поступательном движении любая прямая, проведенная между двумя точками тела, не меняет своего направления.

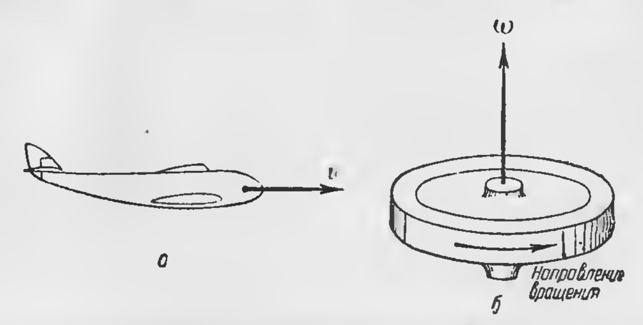
Например, движение самолета относительно земли по неизменному курсу является поступательным движением (фиг. 158, *а*).

Характерной величиной для поступательного движения является его скорость, измеряемая приращением пройденного телом пути в единицу времени.

Скорость поступательного движения называется *линейной скоростью* движения.

Линейную скорость можно изобразить в виде отрезка прямой, величина которого будет характеризовать величину скорости, а направление отрезка — направление скорости в пространстве (фиг. 159, *а*). Такой отрезок прямой называется *вектором.*

Вращательным движением твердого тела вокруг неподвижной оси называется такое движение, при котором любая точка тела будет находиться на неизменном расстоянии от оси вращения.



Фиг. 159. Векторное изображение линейной и угловой скорости.

Например, движение самолета при правильном вираже является вращательным движением, причем ось вращения находится вне самолета и направлена вертикально по отношению к земле (фиг. 158, *б*).

Вращательное движение характеризуется так называемой *угловой скоростью,* измеряемой изменением угла поворота тела в единицу времени.

Если известно число оборотов тела в минуту, то угловая скорость при равномерном движении равна:

$$\omega = \frac{2\pi n}{60},$$

где n — число об/мин.

Угловую скорость также можно изобразить в виде вектора, направленного вдоль оси вращения (фиг. 159, *б*). При этом величиной вектора выражают угловую скорость тела, а направление вектора выбирают так, что при наблюдении со стороны конца, отмеченного стрелкой, тело видно вращающимся против часовой стрелки.

Законы движения тел для вращательного движения вполне аналогичны соответствующим законам для поступательного движения.

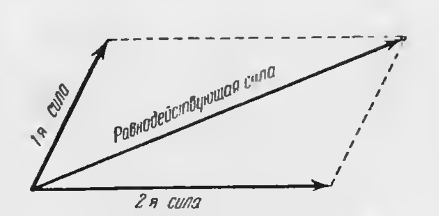
Сложение и разложение сил. В природе всякое тело подвержено действию различных сил.

Например, на летящий самолет действует сила тяжести, сила сопротивления воздуха, сила тяги винта.

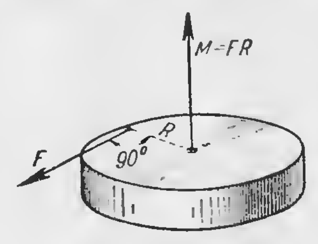
Сила, действующая на тело, также может изображаться в виде вектора, причем точка приложения вектора соответствует точке приложения силы.

Если силы, действующие на тело, приложены к одной точке, например к центру тяжести тела, то можно складывать силы по правилу параллелограма — от этого их суммарное действие на тело не меняется. Результирующая сила, которая производит на тело то же действие, что и совокупность данных сил, называется *равнодействующей* (фиг. 160).

Любую силу можно также разложить по двум направлениям по правилу параллелограма. Например, силу давления воздуха, действующую на самолет, можно разложить на силу лобового сопро-



Фиг. 160. Сложение сил по правилу параллелограма.



Фиг. 161. Момент силы.

тивления, действующую вдоль оси самолета, и подъемную силу, действующую на самолет по вертикали вверх.

Если сила приводит тело во вращательное движение вокруг закрепленной оси, то важно знать не только величину силы, но и отдаленность ее от оси вращения.

Тяжелый маховик можно повернуть, держась за его обод, но его нельзя сдвинуть с места, держась за точки вблизи оси.

Кратчайшее расстояние от оси вращения до направления силы называется *плечом силы* (фиг. 161).

Вращательное действие силы на тело характеризуется *моментом силы*, равным произведению силы на плечо:

$$M = F \cdot R\,^*,$$

где M — момент силы, *г/см*;
F — сила, *г*;
R — плечо, *см*.

Момент силы может быть также изображен в виде вектора. Вектор момента изображается направленным вдоль оси вращения. Величина вектора характеризует величину момента силы, а направление вектора таково, что при наблюдении со стороны конца, помеченного стрелкой, тело стремится повернуться под действием момента против часовой стрелки (фиг. 161).

* В этой формуле принимаем, что сила действует перпендикулярно к оси. Если сила действует под углом α к оси, то момент равен

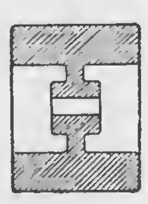
$$M = F \cdot R \cdot \sin\alpha.$$

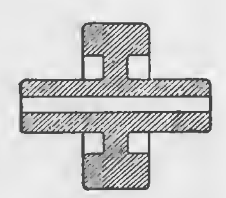
Моменты сил, так же как и силы, можно складывать и разлагать по правилу параллелограма.

Ускорение тел под действием сил. Если на тело не действуют никакие силы или если на него действует несколько сил, сумма которых равна нулю, то тело не получает никакого ускорения, т. е. оно остается в покое или продолжает двигаться равномерно и прямолинейно с той скоростью, какая была придана телу ранее действовавшими силами.

Например, самолет движется прямолинейно и с постоянной скоростью, если сила тяги винта уравновешивает силу лобового сопротивления, а подъемная сила уравновешивает силу тяжести.

Точно так же для случая вращательного движения, если на тело действует несколько сил, сумма моментов которых относительно оси вращения равна нулю, то тело не получает никакого углового ускорения, т. е. оно остается в покое или продолжает вращаться с той постоянной угловой скоростью, какая была придана телу ранее действовавшими моментами сил.





Фиг. 162. Маховики с одинаковой массой и различными моментами инерции.

Например, винт самолета вращается с постоянным числом оборотов (или, что то же, с постоянной угловой скоростью), если вращающий момент, приложенный к коленчатому валу со стороны двигателя, полностью уравновешен моментами сил трения в подшипниках и моментами сил сопротивления воздуха.

Если сумма сил, действующих на тело, не равна нулю, то тело получает ускорение, т. е. увеличение скорости, направленное в сторону действия силы и пропорциональное ей.

Основной закон динамики выражается следующей формулой:

$$F = m \cdot a,$$

где F — сила, *г*;
m — масса тела, *г сек²/см*;
a — ускорение, *см/сек²*.

Ускорение измеряется приращением скорости в единицу времени.

Масса тела характеризует его инертность, т. е. сопротивляемость действию сил.

В случае вращательного движения инертность тела характеризуется не массой, а его *моментом инерции*.

Момент инерции тела зависит от распределения массы тела относительно его оси вращения.

Например, два маховика имеют одинаковую массу, но у первого маховика масса распределена в основном по его ободу, а у второго — сосредоточена во втулке (фиг. 162). Первый маховик обладает значительно большим моментом инерции, поэтому для со-

общения обоим маховикам одинакового ускорения в первом случае необходимо приложить значительно больший момент силы, чем во втором.

Одно и то же тело имеет разные моменты инерции вокруг различных осей.

Основной закон динамики для вращательного движения выражается следующей формулой:

$$M = I\varepsilon,$$

где M — момент силы относительно оси вращения, *гсм*;
I — момент инерции тела относительно оси вращения, *г см сек*²;
ε — угловое ускорение, 1/*сек*².

Угловое ускорение измеряется приращением угловой скорости в единицу времени.

Ускорение силы тяжести. Сила, с которой земля притягивает тело, называется силой тяжести, или весом тела.

Все тела получают при свободном падении под влиянием силы тяжести одно и то же ускорение

$$g = \frac{G}{m},$$

где g — ускорение силы тяжести, *см/сек*²;
G — вес тела, *г*;
m — масса тела, *г сек*²/*см*.

В среднем $g = 981$ *см/сек*².

Вес одного и того же тела в различных местах земли различен, но масса тела постоянна.

Ускорение силы тяжести:

на экваторе

$$g = 978{,}1 \text{ см/сек}^2;$$

на полюсе

$$g = 983{,}1 \text{ см/сек}^2.$$

С увеличением высоты или с углублением внутрь земли ускорение силы тяжести изменяется.

Подсчет массы и момента инерции тела. Если известны геометрические размеры тела и удельный вес[1] материала, то можно рассчитать массу и момент инерции тела:

$$m = \frac{G}{g} = \frac{V\gamma}{g},$$

где G — вес тела, *г*;
V — объем тела, *см*³;
γ — удельный вес, *г/см*³;
g — ускорение силы тяжести.

Момент инерции определяется в общем случае интегрированием. Для тел вращения простой формы момент инерции подсчитывают упрощенным способом, разбивая тела на ряд сплошных колец

[1] Удельным весом называется вес 1 *см*³ вещества в граммах.

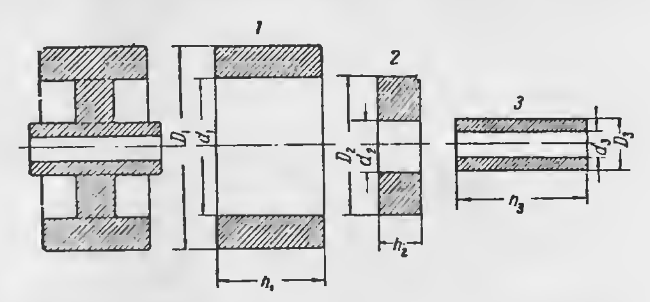
прямоугольного сечения и суммируя моменты инерции каждого кольца.

Момент же инерции сплошного кольца прямоугольного сечения относительно его оси симметрии выражается следующей формулой:

$$I = \frac{\pi(D^4 - d^4)\cdot h\gamma}{32\cdot g} \text{ г см сек}^2;$$

где D — наружный диаметр кольца, *см*;
d — внутренний диаметр кольца, *см*;
h — высота кольца, *см*;
γ — удельный вес, *г/см*³;
g — ускорение силы тяжести, *см/сек*².

Маховик, изображенный на фиг. 163, можно разбить на три элементарных сплошных кольца *1*, *2* и *3*, моменты инерции которых определяют по приведенной выше формуле.



Фиг. 163. Элементы маховика для подсчета момента инерции

Момент инерции всего маховика будет равен сумме моментов инерции отдельных колец:

$$I = I_1 + I_2 + I_3,$$

где I_1, I_2, I_3 — моменты инерции кольца *1*, *2* и *3*.

Силы, возникающие при действии ускорений на тело. Если телу сообщать ускорение, то возникают *силы инерции*, направленные навстречу ускорению. Эти силы являются силами реакции; они равны и противоположны силам, вызывающим ускорение.

Находится ли тело в покое, или движется с ускорением, давление тела на опору равно и противоположно давлению опоры на тело. Действие всегда равно противодействию.

При вращательном движении силы инерции действуют не только при наличии углового ускорения, но также при вращении с постоянной угловой скоростью.

Например, если вращать с равномерной скоростью шарик, привязанный к нити, то нить сильно натягивается и при большой скорости вращения может даже разорваться. Сила, натягивающая нить, называется *центробежной силой*. Вызывается она тем, что

шарик стремится двигаться по касательной к окружности вращения, а нить заставляет шарик двигаться не прямолинейно, а по окружности.

Сила, с которой нить действует на шарик, называется *центростремительной силой.*

Величина центростремительного ускорения равна

$$a_R = R\omega^2 \text{ см/сек}^2,$$

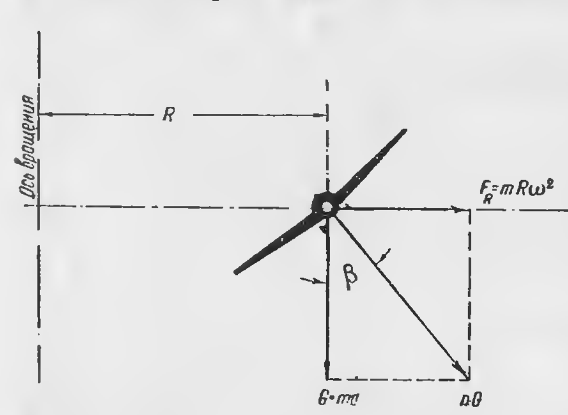
где R — радиус вращения, *см*;

ω — угловая скорость, 1/*сек*.

Центробежная сила равна:

$$F = ma_R = mR\omega^2.$$

Силы, действующие при вираже самолета. Самолет, выполняющий вираж, имеет постоянное центростремительное ускорение, заставляющее его двигаться по окружности. При этом все части самолета оказывают, кроме силы тяжести, дополнительное давление на свои точки опоры за счет создающейся центробежной силы.



Фиг. 164. Силы, действующие на самолет при вираже.

Для всего самолета опорой является воздух.

Рассмотрим силы, с которыми самолет давит на воздух, при вираже (фиг. 164).

По вертикали действует сила тяжести самолета G. По горизонтали действует центробежная сила, направленная по радиусу от оси вращения самолета:

$$F_R = mR\omega^2 = mv\omega = \frac{mv^2}{R},$$

где v — скорость самолета.

Обе силы можно сложить по правилу параллелограма.

Отношение равнодействующей силы nG к весу самолета называется перегрузкой.

Перегрузка равна:

$$n = \frac{\sqrt{(mg)^2 + (mv\omega)^2}}{mg} = \sqrt{1 + \left(\frac{v\omega}{g}\right)^2}.$$

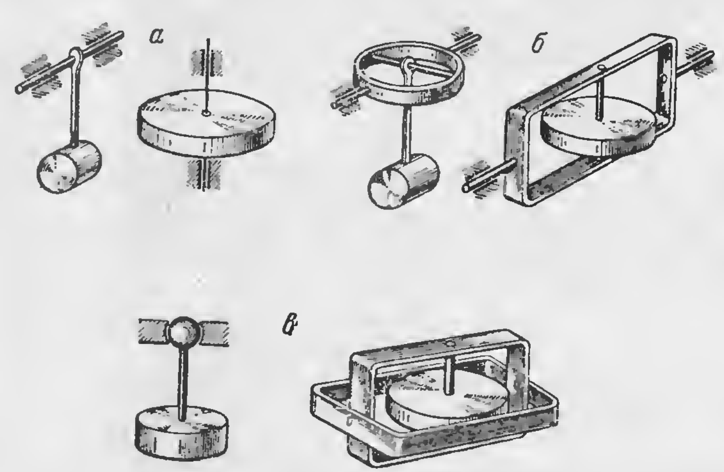
Результирующая сила при вираже не вертикальна, а отклонена от вертикали на угол β, определяющийся из соотношения:

$$\text{tg}\,\beta = \frac{v\omega}{g}.$$

На такой угол должен накрениться самолет, чтобы вираж был правильным.

Степени свободы. Через каждое тело можно мысленно провести три взаимно перпендикулярные оси. Эти оси называются *осями координат*.

Если тело свободно от связей с другими телами, то говорят, что оно имеет шесть *степеней свободы*. Это значит, что тело может иметь шесть различных движений — двигаться поступательно вдоль каждой из трех осей и вращаться вокруг каждой из этих осей.



Фиг. 165. Степени свободы.

а—одна степень свободы; *б*—две степени свободы; *в*—три степени свободы.

Самолет в воздухе имеет шесть степеней свободы. Жестко закрепленное тело имеет нуль степеней свободы, т. е. не обладает возможностью ни двигаться поступательно, ни вращаться.

Маятник, подвешенный на оси, имеет одну степень свободы, так как может только вращаться вокруг этой оси.

Точно так же одну степень свободы имеет маховик (ротор), вращающийся вокруг неподвижной оси (фиг. 165, *а*).

Маятник, подвешенный на карданном подвесе, имеет две степени свободы, так как может вращаться вокруг любой из двух взаимно перпендикулярных осей кардана. Аналогично, если вращающийся маховик вместе с осью поместить в рамку, имеющую возможность вращаться вокруг перпендикулярной оси, то маховик приобретает две степени свободы (фиг. 165, *б*).

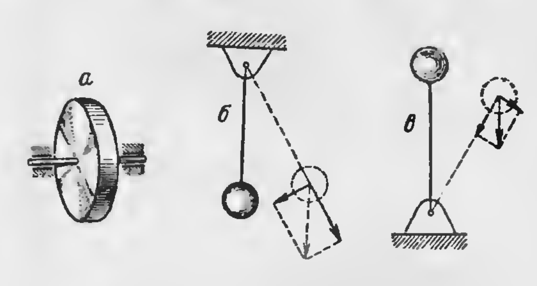
Маятник, подвешенный на шаровом шарнире, имеет три степени свободы, так как может поворачиваться вокруг любой из осей. В этом случае говорят, что маятник подвешен в одной точке (центр шарового шарнира).

Подвес в одной точке принципиально не отличается от карданного подвеса, имеющего три взаимно перпендикулярные оси, пере-

секающиеся в одной точке. Поэтому, если маховик, изображенный на фиг. 165, *б*, поместить еще в одну рамку, имеющую третью ось, то маховик получит три степени свободы, так как сможет вращаться вокруг любой из осей (фиг. 165, *в*).

Центр тяжести и виды равновесия. Всякое тело можно рассматривать, как состоящее из ряда частиц, каждая из которых притягивается к земле с силой, равной ее весу. Равнодействующая сила от суммирования весов отдельных частиц есть вес тела, а точка приложения этой равнодействующей силы называется *центром тяжести* тела.

Если тело подвесить так, чтобы центр тяжести совпадал с точкой подвеса или лежал на оси подвеса, то при любом положении тела его вес уравновесится сопротивлением опоры. Такое равновесие называется *безразличным*.



Фиг. 166. Виды равновесия.

а—безразличное равновесие; *б*—устойчивое равновесие; *в*—неустойчивое равновесие.

Например, маховик (фиг. 166, *а*) находится в безразличном равновесии, так как его центр тяжести находится в его геометрическом центре, лежащем на оси подвеса. Если центр тяжести тела не совпадает с точкой подвеса или не лежит на оси подвеса, то тело будет стремиться повернуться так, что его центр тяжести займет наиболее низкое положение. Такое положение тела, когда центр тяжести расположен на одной вертикали с точкой подвеса и находится ниже этой точки (оси), называется *устойчивым равновесием*.

Маятник (фиг. 166, *б*) находится в устойчивом равновесии. Если маятник вывести из этого положения, он будет стремиться к нему вернуться.

Это происходит потому, что при малейшем отклонении маятника от вертикали у силы тяжести появляется плечо, и, следовательно, создается момент силы, восстанавливающий маятник в вертикальное положение. В положении равновесия момент силы тяжести равен нулю, так как направление действия силы тяжести проходит через точку подвеса (плечо равно нулю).

Если перевернуть маятник на 180°, то сила тяжести также будет проходить через точку подвеса; при малейшем отклонении от этого положения маятник вернется к устойчивому равновесию.

Такое положение, при котором центр тяжести находится на одной вертикали с точкой подвеса, но выше ее, называется *неустойчивым равновесием* (фиг. 166, *в*).

Силы трения и сопротивление воздуха. При взаимном перемещении двух соприкасающихся поверхностей твердых тел между ними всегда возникают силы трения, направленные навстречу движению.

Такое трение называется *трением скольжения*.

Считают, что сила трения скольжения не зависит от величины поверхности соприкосновения и от скорости движения. Математически сила трения выражается формулой:

$$F = kP,$$

где F — сила трения, *г*;
k — коэфициент трения;
P — сила давления между соприкасающимися поверхностями, *г*.

Коэфициент трения зависит от материала и степени гладкости трущихся поверхностей и значительно уменьшается при наличии смазки.

При движении коэфициент трения ниже, чем в покое.

При качении цилиндра или шарика без скольжения по плоской поверхности возникает сила сопротивления, для преодоления которой необходимо приложить определенный момент, равный

$$M_{тр} = f \cdot P,$$

где $M_{тр}$ — момент силы трения, *г см*;
P — сила нормального давления, *г*;
f — коэфициент *трения качения, см*.

Коэфициент трения качения также зависит от материала, гладкости поверхности и смазки.

В тех случаях, когда во вращающихся частях механизма требуется получить малое трение (например в кардановых подвесах гироприборов), применяют подшипники качения, имеющие значительно меньшее сопротивление трения, чем цапфы с трением скольжения.

Момент трения в подшипниках, применяющихся в карданном подвесе авиагоризонта, равен около 0,5 *г см*. Если бы вместо такого подшипника стояла цапфа того же диаметра с трением скольжения, то момент трения был бы около 5 *г см*, т. е. в десять раз больше.

Тела при движении в воздухе встречают сопротивление, вследствие того что воздух стремится сохранить свое состояние.

Сила сопротивления воздуха зависит от величины и формы движущегося тела, от плотности воздуха и от скорости движения. При поступательном движении сила сопротивления воздуха равна:

$$R = C \rho \frac{v^2}{2} S,$$

где R — сила сопротивления воздуха, *г*;
C — коэфициент, зависящий от формы тела;
$\rho \frac{v^2}{2}$ — скоростной напор, *г/см²*;
S — площадь наибольшего сечения тела, перпендикулярная к потоку воздуха, так называемая площадь миделя, *см²*;

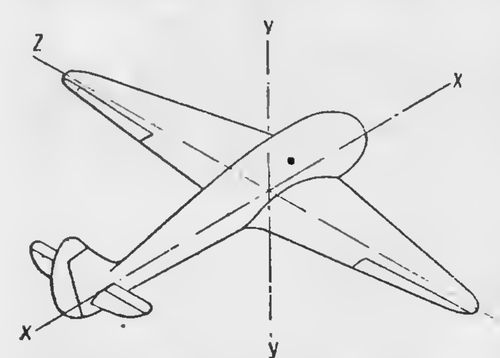
При вращательном движении тела вследствие сил сопротивления воздуха возникает тормозящий момент, равный

$$M = K\omega^2 S',$$

где K — коэфициент, зависящий от формы тела, $г\,сек^2/см$;
ω — угловая скорость, $1/сек$;
S' — поверхность тела, $см^2$.

35. РАВНОВЕСИЕ САМОЛЕТА И СЛЕПОЙ ПОЛЕТ

Главные оси вращения самолета. Всякое твердое тело, в том числе и самолет, может двигаться прямолинейно и равномерно только в том случае, если действующие на него силы находятся в равновесии, т. е. если сумма этих сил равна нулю и сумма моментов этих сил также равна нулю.



Фиг. 167. Главные оси вращения самолета.

Рассмотрим условия равновесия самолета и способы контроля этого равновесия.

Три взаимно перпендикулярные линии, проходящие через центр тяжести самолета, называются *главными осями вращения* самолета, или *главными осями устойчивости* (фиг. 167).

Ось XX называется продольной, ось YY — вертикальной и ось ZZ — поперечной.

Плоскость, проходящая через оси XX и YY, называется плоскостью симметрии самолета.

Установившийся режим полета обусловлен равновесием силы тяжести, тяги винта, подъемной силы и силы лобового сопротивления.

Движение самолета относительно любой из главных осей вращения связано с нарушением равновесия и влечет за собой изменение режима полета.

Рассмотрим случай прямолинейного полета.

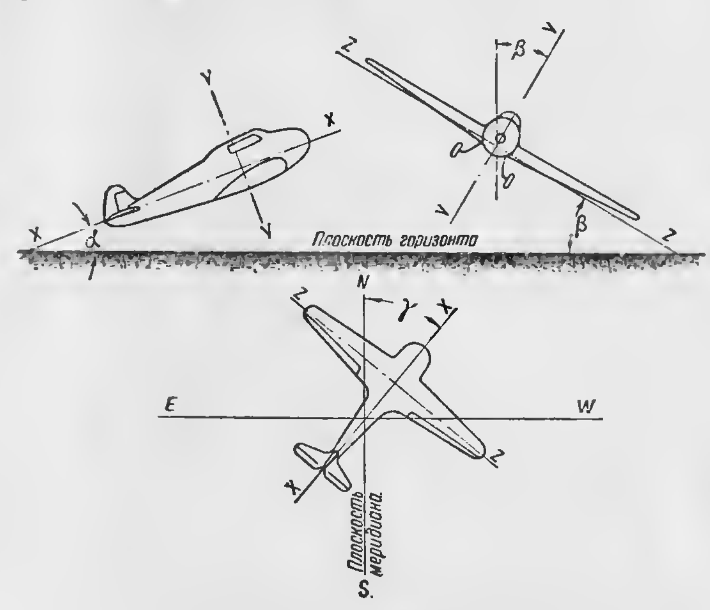
При повороте самолета вокруг оси ZZ меняется подъемная сила и сила лобового сопротивления, из-за чего самолет меняет скорость и высоту полета. Поворот вокруг оси YY нарушает прямолинейность полета. При повороте самолета вокруг оси XX появляется поперечное скольжение самолета.

Во время прямолинейного полета равновесие самолета непрерывно нарушается. Причинами этого являются порывы ветра, изменение тяги винта из-за колебания числа оборотов мотора, изменение подъемной силы и лобового сопротивления вследствие неоднородности слоев воздуха и т. п. Поэтому летчик во время полета должен непрерывно контролировать положение самолета от-

носительно его осей вращения и действиями рулей исправлять возникающие отклонения самолета от положения равновесия.

Для поворота самолета вокруг оси ZZ летчик действует ручкой управления на руль глубины. Поворот самолета вокруг оси XX осуществляется отклонением элеронов. Поворот самолета вокруг оси YY осуществляется отклонением руля направления.

Положение самолета в пространстве. Для контроля над положением самолета в пространстве необходимо иметь какие-то исходные плоскости, неизменные по отношению к земле, относительно которых определяется положение самолета.



Фиг. 168. Обозначение углов, характеризующих положение самолета в пространстве.

Такими плоскостями являются *плоскость горизонта* и *плоскость географического* (истинного) *меридиана* (фиг. 168). Угол α между продольной осью самолета XX и плоскостью горизонта называется *абсолютным продольным креном* и характеризует поворот самолета вокруг поперечной оси ZZ.

Угол β между поперечной осью самолета ZZ и плоскостью горизонта называется *абсолютным поперечным креном* и характеризует поворот самолета вокруг продольной оси XX. Угол γ между продольной осью самолета XX и плоскостью меридиана называется *истинным курсом самолета.*

Углы продольного и поперечного кренов можно было бы отсчитывать от вертикали, так как вертикаль всегда перпендикулярна к плоскости горизонта в данном месте земли. В этом случае абсолютным поперечным креном β будет угол, составленный плоскостью симметрии самолета и вертикалью.

Истинный курс самолета можно отсчитывать также от полуденной линии [1].

В этом случае угол, составленный полуденной линией и плоскостью симметрии самолета, и будет истинным курсом.

При наличии видимости земли летчик судит о продольном и поперечном кренах по положению частей самолета относительно линии видимого земного горизонта (например по положению плоскостей, расчалок и т. п.).

Истинный курс самолета определяется при помощи магнитного компаса с учетом девиации и склонения.

При видимости земли нет необходимости все время наблюдать за показаниями компаса. После того как самолет установлен на курс по компасу, его можно вести по какому-либо видимому земному ориентиру. В слепом полете, при отсутствии видимости земных ориентиров и линии горизонта приходится определять углы α, β и γ исключительно по приборам.

Поведение маятника на самолете. Казалось бы, что для определения углов α и β можно воспользоваться маятником (отвесом), обладающим свойством располагаться по вертикали.

Однако применять для этой цели маятник неудобно для пилотирования, а в некоторых случаях даже невозможно. Прямой полет сопровождается различными горизонтальными ускорениями, происходящими из-за нарушений равновесия самолета. Маятник же обладает инерцией, вследствие чего возникают инерционные силы, отклоняющие его от вертикали. Даже кратковременные ускорения выводят маятник из состояния равновесия и создают колебательные движения, затрудняющие пользование маятником.

Для уменьшения колебаний маятника существуют приспособления, называющиеся *успокоителями*, или *демпферами*, тормозящими маятник при его движении. Но всякое торможение приводит к запаздыванию отклонений маятника при быстрых наклонах самолета. Это также неудобно для пилотирования.

Наконец, при длительно действующих силах инерции, какими являются центробежные силы, маятником вовсе нельзя пользоваться для определения абсолютного поперечного крена самолета.

Во время виража самолета на маятник действует сила тяжести, направленная по вертикали, и центробежная сила, направленная по радиусу виража.

Таким образом маятник при вираже располагается по направлению результирующей силы, под некоторым углом $\beta°$ к вертикали (фиг. 169). Этот угол определяют из соотношения действующих ускорений:

$$\operatorname{tg}\beta° = \frac{a_R}{g} = \frac{v\omega}{g}.$$

где a — центростремительное ускорение при вираже.

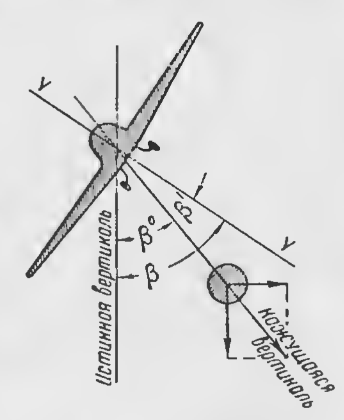
[1] Полуденной линией называется линия пересечения плоскости горизонта с плоскостью истинного меридиана.

Нам уже известно из изложенного ранее, что на такой же угол $\beta°$ должен наклониться и самолет, чтобы вираж был правильным. Поэтому при правильном вираже маятник не будет показывать никакого поперечного крена, несмотря на наличие абсолютного поперечного крена самолета.

Направление результирующей силы, вдоль которой устанавливается маятник при вираже, называется *кажущейся вертикалью*. При неправильном вираже маятник укажет некоторый угол β'.

Угол β' между плоскостью симметрии самолета и кажущейся вертикалью называется *относительным поперечным креном* и равен

$$\beta' = \beta - \beta°.$$



Фиг. 169. Поведение маятника на вираже.

При вираже важно знать не только угол β, но и угол β', так как он характеризует равновесие сил, действующих на самолет в это время.

Если β больше $\beta°$, то угол β' имеет положительный знак. Это значит, что самолет летит с наружным скольжением. Если β меньше $\beta°$, то угол β' отрицателен, и самолет летит с внутренним скольжением. Если $\beta = \beta°$, то $\beta' = 0$, и, следовательно, вираж правильный.

Из всего сказанного о маятнике вытекают следующие выводы:

1. *Маятник при прямолинейном полете указывает абсолютные крены самолета, но неудобен для пилотирования из-за своих колебаний под действием ускорений.*

2. *Маятник при вираже не указывает абсолютного поперечного крена, а указывает относительный поперечный крен самолета.*

Приборы для слепого полета. При изменении абсолютного продольного крена меняется угол атаки самолета, что влечет за собой изменение скорости полета. Благодаря этому для определения в слепом полете угла абсолютного продольного крена косвенным образом может служить указатель скорости.

Но выдерживать продольный крен по указателю скорости затруднительно, так как показания указателя скорости запаздывают по отношению изменения угла атаки.

Магнитная стрелка компаса уравновешена для компенсации действия вертикальной составляющей земного магнетизма. Такая неуравновешенность делает магнитную стрелку подверженной ускорениям, как и маятник. В результате этого возникают колебания магнитной стрелки при прямолинейном полете и появляются большие ошибки на вираже под действием центробежной силы. Кроме того, демпфирующая жидкость магнитного компаса приходит во время виража во вращение и увлекает за собой на некоторый угол магнитную стрелку.

Отсюда следует, что применять магнитный компас для длительного выдерживания курса самолета неудобно для пилотирования.

Изложенные выше недостатки в способах определения углов α, β и γ привели к необходимости иметь приборы для слепого полета, построенные на каком-либо ином принципе, обеспечивающем безинерционность показаний этих приборов. Такими свойствами обладает гироскоп.

За последние десять лет гироскопические приборы широко вошли в практику самолетовождения, и в настоящее время нет самолета, на котором не применялись бы те или иные гироскопические приборы.

Наиболее старым гироскопическим прибором на самолете является указатель поворота, использующий свойства гироскопа с двумя степенями свободы. Этот прибор нашел исключительно широкое применение на всех типах самолетов.

Указатель поворота в сочетании с указателем скольжения, с указателем скорости, с вариометром, с магнитным компасом и с высотомером составляли пять-шесть лет назад основную группу приборов для слепого полета.

Эта группа приборов позволяла летать вслепую, но не разрешала окончательно вопроса безинерционного определения углов α, β и γ. Задача была окончательно решена с появлением приборов, в основу которых положен гироскоп с тремя степенями свободы.

К числу таких приборов относятся авиагоризонт, гирополукомпас и гиромагнитный компас. Последний появился раньше всего в Советском Союзе.

Гироскоп нашел также применение для автоматической стабилизации самолета.

36. ГИРОСКОП И ЕГО СВОЙСТВА

Понятие о гироскопе. Массивный маховик (ротор), приведенный в быстрое вращение вокруг своей оси симметрии, обладает свойствами, совершенно отличными от свойств неподвижного маховика.

Эти новые свойства проявляются только в том случае, если ось вращения маховика имеет возможность поворачиваться в пространстве, т. е. если маховик имеет более чем одну степень свободы.

Такое устройство, в котором маховик (ротор), имеющий более одной степени свободы, быстро вращается вокруг своей оси симметрии, и называется *гироскопом*.

Гироскоп может иметь две или три степени свободы, в зависимости от того, как устроен подвес ротора.

Если ротор помещен в карданном подвесе (фиг. 170), то гироскоп имеет три степени свободы, так как ротор имеет возможность поворачиваться вокруг трех взаимно перпендикулярных осей *UU*, *VV* и *WW*.

Ось вращения ротора *UU* называется *главной осью гироскопа*. Карданный подвес позволяет главной оси гироскопа иметь любое направление в пространстве.

Если закрепить внешнюю рамку карданного подвеса, то главная ось гироскопа может поворачиваться только вокруг оси *VV* и иметь, следовательно, любое направление уже не в пространстве, а в плоскости, перпендикулярной к этой оси.

Такой гироскоп, который, кроме вращения вокруг главной оси, имеет возможность поворачиваться еще вокруг одной из дополнительных осей, называется гироскопом с двумя степенями свободы.

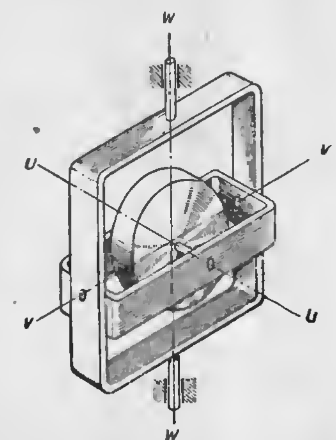
Гироскопы с двумя и тремя степенями свободы нашли разнообразное применение в технике. Благодаря их особым свойствам они широко используются для авиационных приборов, указывающих положение самолета в пространстве.

Гироскоп с тремя степенями свободы. Основное отличие гироскопа с тремя степенями свободы от невращающегося тела, помещенного на оси, заключается в поведении гироскопа под действием приложенных к нему внешних сил.

Как известно из механики, сила F, приложенная на расстоянии R от оси вращения тела, поворачивает это тело по направлению действия силы с угловым ускорением, равным

$$\varepsilon = \frac{M}{I},$$

где M — момент силы, равный $M = FR$;
I — момент инерции тела относительно оси вращения.



Фиг. 170. Гироскоп с тремя степенями свободы.

При этом угловая скорость вращения тела непрерывно увеличивается, пока действует сила. После прекращения действия силы, если отсутствуют силы трения, тело продолжает вращаться с постоянной угловой скоростью, равной

$$\omega = \varepsilon t = \frac{M}{I} t,$$

где t — продолжительность действия силы.

Если момент силы и угловую скорость изобразить в виде векторов, то в данном случае они будут иметь одно и то же направление.

Совершенно иначе ведет себя гироскоп с тремя степенями свободы.

Допустим, что ротору гироскопа сообщена некоторая угловая скорость

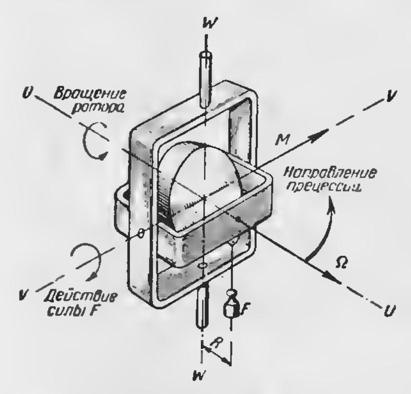
$$\Omega = \frac{2\pi n}{60},$$

где n — число оборотов ротора в минуту.

Приложим к внутренней рамке гироскопа некоторую силу F, действующую перпендикулярно к главной оси ротора на расстоянии R от центра карданного подвеса (фиг. 171).

Если бы ротор не вращался, то под действием этой силы внутренняя рамка вместе с ротором повернулась бы вокруг оси VV с угловым ускорением

$$E = \frac{M}{I_V}.$$



Фиг. 171. Прецессия гироскопа с тремя степенями свободы.

Но гироскоп под действием этой силы ведет себя, на первый взгляд, несколько неожиданно: главная ось гироскопа поворачивается с постоянной угловой скоростью вместе с рамками вокруг оси WW, т. е. под прямым углом к линии действия силы.

Это движение гироскопа называется *прецессионным движением*, или *прецессией*.

Прецессия гироскопа прекращается одновременно с прекращением действия силы.

Если на гироскоп не действуют никакие внешние силы, то главная ось гироскопа остается неподвижной в пространстве.

Такой гироскоп с тремя степенями свободы, на который не действуют внешние силы, называется *свободным гироскопом*.

Для того чтобы на гироскоп не действовали внешние силы, необходимо, чтобы центр тяжести гироскопа находился в точке пересечения осей карданного подвеса и трение в подшипниках карданного подвеса равнялось нулю.

Из сказанного вытекает основное свойство свободного гироскопа.

Свободный гироскоп стремится сохранять неизменным направление своей главной оси в пространстве.

Рассмотрим законы прецессии гироскопа под действием внешних сил.

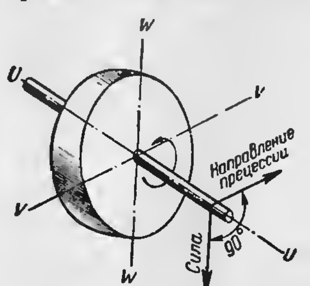
Для определения направления прецессии изобразим в виде векторов угловую скорость вращения гироскопа и момент приложенной силы (см. фиг. 171).

Обозначим вектор главного вращения ротора через Ω и вектор момента силы через M.

Закон прецессии гироскопа гласит: *под действием момента внешней силы M гироскоп так поворачивается, что вектор главного вращения Ω двигается по кратчайшему пути к вектору момента M, как бы стремясь совпасть с ним.*

Отсюда следует, что прецессионное движение гироскопа происходит вокруг оси, перпендикулярной плоскости векторов Ω и M (в рассматриваемом случае вокруг оси WW).

Направление прецессии можно определить, применяя также другие правила, одно из которых мы приводим.



Фиг. 172. Правило прецессии гироскопа.



Фиг. 173. Невращающийся маховик и гироскоп.

а—невращающийся маховик; *б*—гироскоп.

Если изобразить внешнюю силу в виде вектора, приложенного к концу гироскопа, то направление прецессии укажет тот же вектор, повернутый вокруг оси ротора на 90° по направлению вращения ротора (фиг. 172).

Направление прецессии, как мы видим, зависит от направления вращения ротора. Если переменить вращение ротора на обратное, то и прецессия гироскопа будет происходить в обратную сторону.

Угловая скорость прецессии постоянна и равна

$$\omega = \frac{M}{I\Omega} \ 1/сек,$$

где M — момент силы, *г/см*;

I — момент инерции ротора относительно главной оси вращения, *г см сек*^{2};

Ω — угловая скорость главного вращения ротора, 1/*сек*.

Произведение $I\Omega$ называется *моментом количества движения*, или *кинетическим моментом*.

Для наглядности сравним поведение гироскопа и поведение невращающегося тела таких же размеров под действием внешней силы.

На фиг. 173, *а* изображен невращающийся латунный маховик, установленный в карданном подвесе[1].

[1] На фигуре маховик условно изображен без кардана.

Если на расстоянии 5 *см* от центра подвеса приложить к оси этого маховика силу 0,2 *г*, то маховик начнет поворачиваться в направлении действия силы с возрастающей угловой скоростью, причем через 1 сек. он уже повернется на угол 25° (подразумевается, что трение в опорах карданного подвеса отсутствует).

Но если этот же маховик заставить быстро вращаться вокруг своей оси симметрии (фиг. 173, *б*), то приложение той же силы вызовет прецессию гироскопа с постоянной угловой скоростью в горизонтальной плоскости (под прямым углом к направлению движения невращающегося маховика). При скорости вращения маховика 10 000 об/мин. он отклонится за 1 сек. под действием этой силы только на $^1/_{28}$°, т. е. на угол в 700 раз меньший, чем в предыдущем случае.

Из этого примера видно, что гироскоп значительно труднее вывести из первоначального положения, чем невращающееся тело. Это явление называют *устойчивостью гироскопа.*

Устойчивость гироскопа позволяет с успехом применять для авиационных приборов гироскопы сравнительно небольших габаритов, но с большим числом оборотов (12 000—15 000 об/мин.).

Подведем итоги сказанному:

1. *Угловая скорость прецессии гироскопа не зависит от длительности действия силы.*

2. *Прецессия гироскопа происходит под прямым углом к линии действия силы; направление прецессии зависит от направления вращения ротора.*

3. *Чем больше сила и плечо, на котором она приложена, тем быстрее прецессирует гироскоп.*

4. *Чем больше угловая скорость главного вращения ротора, тем медленнее прецессирует гироскоп.*

5. *Чем больше момент инерции ротора, тем медленнее прецессирует гироскоп и, следовательно, больше устойчивость его.* Момент же инерции ротора тем больше, чем больше размеры ротора, чем дальше от центра распределена масса ротора и чем больше удельный вес материала, из которого сделан ротор.

Кажущееся движение свободного гироскопа. Свойство свободного гироскопа сохранять неизменное направление в пространстве позволяет обнаружить вращение земли при помощи гироскопа.

Известно, что вследствие вращения земли плоскость меридиана вращается в пространстве вокруг вертикали с угловой скоростью, равной

$$\omega_1 = \omega_з \sin \varphi,$$

где $\omega_з$ — угловая скорость вращения земли;
φ — широта данного места земли.

Плоскость же горизонта вращается в пространстве вокруг полуденной линии с угловой скоростью, равной

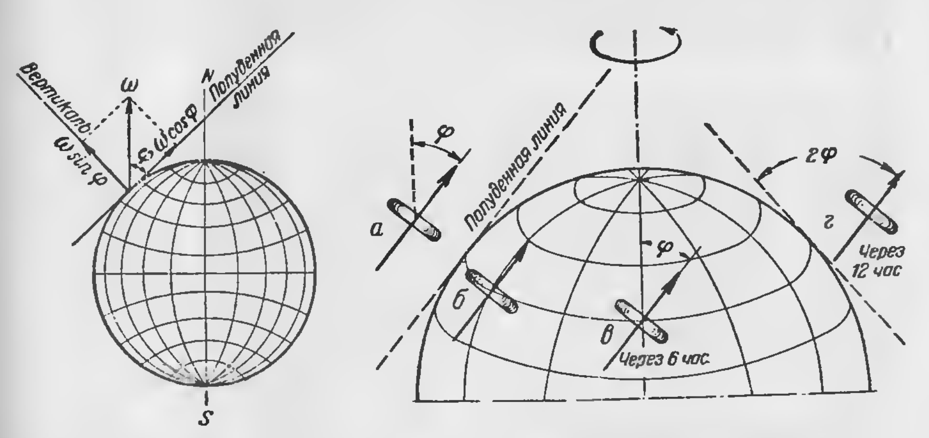
$$\omega_2 = \omega_з \cos \varphi.$$

Приведенное соотношение легко получить, разложив вектор угловой скорости вращения земли на два вектора — вдоль полуденной линии и вдоль вертикали (фиг. 174).

Допустим, что нам удалось осуществить идеальный свободный гироскоп, т. е. освободить его от действия всех внешних сил.

Поместим такой гироскоп на некоторой широте φ северного полушария так, чтобы его главная ось UU была направлена вдоль полуденной линии (фиг. 175, *а*).

Так как направление главной оси гироскопа неизменно, а плоскость меридиана поворачивается в пространстве, то с течением



Фиг. 174. Разложение угловой скорости вращения земли на составляющие.

Фиг. 175. Кажущееся движение свободного гироскопа.

времени между осью гироскопа и плоскостью меридиана будет появляться все больший угол.

Через 6 час. земля повернется на 90°, а плоскость меридиана повернется относительно оси гироскопа на угол, равный широте места φ (фиг. 175, *в*). Далее этот угол начнет уменьшаться. Через 12 час. земля повернется на 180°, а угол между плоскостью меридиана и осью гироскопа будет равен снова нулю (фиг. 175, *г*).

Далее угол между плоскостью меридиана и осью гироскопа будет опять увеличиваться до угла φ, и в конце полного оборота земли ось гироскопа снова совпадет с полуденной линией.

Наблюдателю, находящемуся на земле, будет казаться, что гироскоп непрерывно поворачивается, отклоняясь от плоскости магнитного меридиана сначала вправо на угол φ, а затем влево на тот же угол.

Кроме поворота оси скорости относительно плоскости меридиана, наблюдатель увидит еще кажущееся движение оси гироскопа и относительно плоскости горизонта.

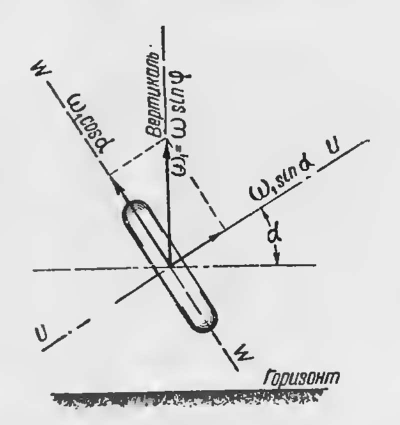
При повороте земли на 90° угол между осью гироскопа и плоскостью горизонта будет равен широте места φ. При повороте

земли на 180° этот угол увеличится до 2φ, а далее начнет уменьшаться, доходя до нуля при полном обороте земли.

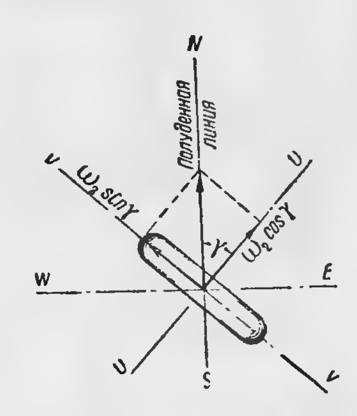
Таким образом наблюдатель, находящийся возле гироскопа, увидит, что ось гироскопа описала полный конус за один оборот земли.

Ось этого конуса параллельна оси вращения земли, а угол при вершине равен двойной широте места. Если ось гироскопа установить не вдоль полуденной линии, а параллельно оси вращения земли, то кажущегося движения гироскопа не будет.

Угловые скорости кажущегося движения гироскопа вокруг осей *VV* и *WW* можно легко определить для любого положения гироскопа, если изобразить в виде векторов угловые скорости вращения плоскости меридиана ω_1 и плоскости горизонта ω_2 и разложить эти скорости вдоль осей гироскопа.



Фиг. 176. Определение угловой скорости кажущегося движения гироскопа вокруг оси *WW*.



Фиг. 177. Определение угловой скорости кажущегося движения гироскопа вокруг оси *VV*.

На фиг. 176 показано, как определять угловую скорость кажущегося движения гироскопа вокруг оси *WW* разложением вектора ω_1 вдоль осей гироскопа *UU* и *WW*.

Получаем угловую скорость кажущегося движения гироскопа вокруг оси *WW*:

$$\omega_W = \omega_1 \cos\alpha = \omega_3 \sin\varphi \cos\alpha,$$

где ω_3 — угловая скорость вращения земли;
φ — широта места;
α — угол наклона оси гироскопа к горизонту.

Аналогично определяется из фиг. 177 угловая скорость кажущегося движения гироскопа относительно оси *VV*:

$$\omega_V = \omega_2 \sin\gamma = \omega_3 \cos\varphi \sin\gamma,$$

где γ — угол между осью гироскопа и плоскостью меридиана.

Подведем итоги сказанному:

1. *Свободный гироскоп, установленный в любом месте земного шара под произвольным углом к земной оси, имеет непрерывное кажущееся движение (для наблюдателя на земле). При этом угол между осью гироскопа и земной осью остается постоянным, так как ось гироскопа сохраняет неизменное направление в пространстве.*

2. *Скорость кажущегося движения гироскопа вокруг осей VV и WW зависит от широты местности и от положения оси гироскопа по отношению к земной оси.*

Гироскоп с направляющей силой. Если поместить свободный гироскоп на самолет, то при всевозможных поворотах самолета ось гироскопа будет сохранять первоначальное направление в пространстве.

Однако воспользоваться таким гироскопом для измерения углов самолета α, β и γ относительно плоскости горизонта и плоскости меридиана (см. фиг. 168) не представляется возможным по двум причинам: во-первых, свободный гироскоп сохраняет неизменное направление своей оси вращения по отношению к мировому пространству, а не по отношению к земле, и так как земля вращается в пространстве, то свободный гироскоп, установленный на самолете, изменит с течением времени свое направление относительно самолета, даже если самолет летит по прямой; во-вторых, практически невозможно осуществить идеальный свободный гироскоп, т. е. полностью устранить трение в подшипниках и добиться точного совпадения центра тяжести с точкой пересечения осей карданного подвеса. Всегда будет некоторый момент трения и некоторый момент от несбалансированности гироскопа. Эти моменты являются моментами внешних сил по отношению к гироскопу и вызывают его прецессию, изменяющую направление его оси в пространстве.

Если вращение земли можно учесть и ввести на него поправку, то прецессию под действием указанных моментов учесть невозможно, так как причины, ее вызывающие, не постоянны, в особенности трение в подшипниках.

Из приведенных соображений ясно, что гироскоп, предназначенный для измерения углов α, β и γ, должен быть постоянно ориентирован по определенному направлению, неизменному по отношению к земле.

За это направление можно принять, например, одно из направлений, относительно которых отсчитываются углы α, β и γ, т. е. истинную вертикаль или полуденную линию.

В первом случае плоскость вращения гироскопа будет параллельна к плоскости горизонта, и относительно нее можно будет отсчитать углы продольного и поперечного кренов α и β.

Во втором случае угол между главной осью гироскопа *UU* и плоскостью симметрии самолета *XY* будет истинным курсом γ.

В связи с этим существует два основных способа расположения оси гироскопа с тремя степенями свободы.

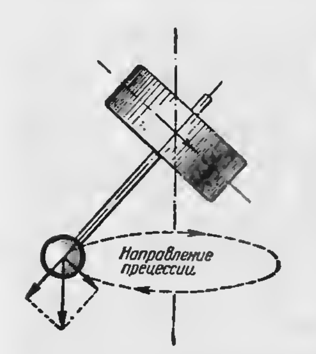
В первом случае ось гироскопа UU ориентирована по вертикали. Такое расположение принято в приборе, называемом авиагоризонтом и измеряющем углы α и β. Во втором случае ось гироскопа UU ориентирована по полуденной линии или по магнитному меридиану[1].

Ориентация по полуденной линии осуществлена в морском гирокомпасе, измеряющем истинный курс корабля.

Ориентация по магнитному меридиану принята в приборе, называемом гиромагнитным компасом и измеряющем магнитный курс γ_μ (с поправкой на магнитную девиацию).

Зная магнитный курс γ_μ можно определить истинный курс γ. Это делают вводя поправки на магнитное склонение.

Механизм, который служит для того, чтобы привести ось гироскопа к определенному направлению и удержать ее в этом направлении, называется *коррекцией*.



Фиг. 178. Гироскопический маятник.

Для того чтобы осуществить коррекцию гироскопа, помещенного на какомлибо подвижном объекте, например на самолете, необходимо иметь чувствительный элемент, самоустанавливающийся по выбранному направлению независимо от положения самолета.

Таким чувствительным элементом в авиагоризонте является маятник, а в гиромагнитном компасе—магнитная стрелка. Но наличия чувствительного элемента еще недостаточно для того, чтобы удержать гироскоп в выбранном направлении.

Например, если гироскоп непосредственно скрепить с маятником (фиг. 178), то при отклонении его на некоторый угол от вертикали появится сила, стремящаяся повернуть гироскоп обратно к вертикали. Но по правилу прецессии гироскоп начнет двигаться под прямым углом к этой силе и будет описывать конус, не приближаясь к вертикали. При наличии трения в карданном подвесе гироскоп будет описывать спираль, постепенно приближаясь к вертикали.

Чтобы заставить гироскоп с тремя степенями свободы двигаться в определенном направлении, необходимо приложить к нему силу, действующую перпендикулярно к этому направлению до тех пор, пока ось гироскопа не совпадет с выбранным направлением, после чего сила должна перестать действовать. Такая сила называется *направляющей*, или *восстанавливающей силой*.

Механизм коррекции гироскопа как раз и служит для создания направляющей силы. Воздействие этой силы на гироскоп непо-

[1] Магнитным меридианом называется линия пересечения плоскости горизонта с плоскостью магнитного меридиана.

средственно зависит от изменений угла между главной осью гироскопа и направлением чувствительного элемента коррекции (маятника или магнитной стрелки).

Следует отметить, что чувствительный элемент, управляя восстанавливающей силой в авиагоризонте и гиромагнитном компасе, остается в то же время свободным, т. е. не испытывает обратного воздействия со стороны гироскопа.

Величина направляющей силы должна быть достаточной для преодоления сил трения в подшипниках карданного подвеса и остаточной несбалансированности гироскопа.

Исходя из этого условия, можно написать, что момент направляющей силы должен быть равен:

$$M \geqslant k(m_{тр} + m_{нб}),$$

где $m_{тр}$ — момент трения;

$m_{нб}$ — момент несбалансированности;

k — некоторый коэфициент запаса.

Для надежной работы прибора коэфициент запаса k должен быть выбран не меньше 3—5 на случай возможного повышения трения в подшипниках и нарушения балансировки при эксплоатации прибора.

Другое условие, из которого выбирается величина направляющей силы, — это получение допустимой скорости прецессии гироскопа под действием направляющей силы.

Скорость прецессии должна быть ограничена потому, что чувствительный элемент коррекции (маятник, магнитная стрелка) подвержен влиянию горизонтальных ускорений, в особенности длительных.

Длительные ускорения вызывают установку чувствительного элемента по ложному направлению, и при большой скорости прецессии гироскопа последний успевает значительно отклониться от своего направления за время действия ускорения.

Существует некоторая скорость прецессии $\omega_{доп}$, величина которой установлена расчетом и опытом из условий допустимой ошибки прибора на вираже.

Отсюда можно написать следующее соотношение для момента направляющей силы:

$$[M - (m_{тр} \pm m_{нб})] \leqslant I\Omega\omega_{доп}*$$

или

$$M \leqslant [I\Omega\omega_{доп} + (m_{тр} \pm m_{нб})].$$

Объединяя оба неравенства, получим:

$$[I\Omega\omega_{доп} + (m_{тр} \pm m_{нб})] \geqslant M \geqslant k(m_{тр} \pm m_{нб}).$$

Это соотношение является весьма важным, так как позволяет выбрать оптимальные параметры прибора: момент инерции ротора, число оборотов ротора и величину направляющей силы.

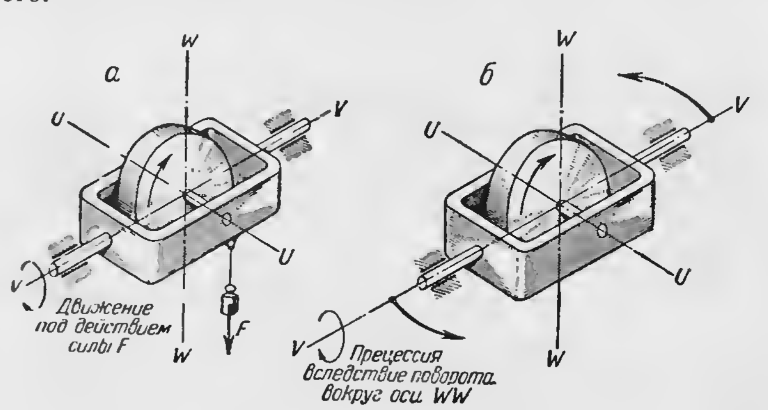
* В этих формулах предполагается, что момент направляющей силы постоянен при любом угле отклонения гироскопа от выбранного направления. В действительности это не совсем точно.

На основании этого же соотношения можно сделать следующие выводы:

1. *Для надежной работы прибора направляющая сила не должна быть слишком малой. Но одновременно она не должна вызывать погрешностей, больше допустимых при воздействии длительных ускорений (на вираже).*

2. *Увеличение кинетического момента гироскопа способствует допустимому увеличению направляющей силы и тем самым повышает надежность и точность работы прибора.*

3. *Уменьшение трения в подшипниках и тщательность балансировки гироскопа увеличивают надежность работы прибора и его точность.*



Фиг. 179. Гироскоп с двумя степенями свободы.

Гироскоп с двумя степенями свободы. Свойства гироскопа с двумя степенями свободы отличаются от свойств гироскопа с тремя степенями свободы.

Если приложить к гироскопу с двумя степенями свободы момент внешней силы, действующей вокруг оси *VV* (фиг. 179, *а*), то никакого прецессионного движения не возникнет, так как вокруг оси *WW* не существует свободы вращения.

Под действием такого момента ротор вместе с рамкой будет поворачиваться вокруг оси *VV* с обычным угловым ускорением, равным

$$\varepsilon = \frac{M}{I_V},$$

где M — момент силы, действующей вокруг оси *VV*;

I_V — момент инерции гироскопа относительно оси *VV*.

Но если поворачивать гироскоп в пространстве вокруг оси *WW*, то появится прецессионное движение гироскопа вокруг оси *VV* (фиг. 179, *б*).

Направление этого движения определяется следующим правилом.

Если гироскоп с двумя степенями свободы вращать вокруг оси WW с угловой скоростью ω, то он так поворачивается вокруг оси VV, что вектор главного вращения Ω движется по кратчайшему пути к вектору ω, как бы стремясь совпасть с ним.

Прецессия гироскопа с двумя степенями свободы происходит очень быстро и не с постоянной скоростью, а с угловым ускорением, пропорциональным угловой скорости вращения ω.

Поведение гироскопа при этом таково, как будто бы вокруг оси *VV* действует некоторый момент.

Этот момент называется *гироскопическим моментом* и равен

$$K = I\Omega\omega \text{ г см},$$

где I — главный момент инерции гироскопа, *г см сек*²;

Ω — угловая скорость главного вращения, 1/*сек*;

ω — угловая скорость вращения вокруг оси, 1/*сек*.

Таким образом угловое ускорение прецессионного движения вокруг оси *VV* равно

$$\varepsilon = \frac{K}{I_V} = \frac{I\Omega\omega}{I_V}.$$

Гироскопический момент действует до тех пор, пока гироскоп вращается вокруг оси *WW*.

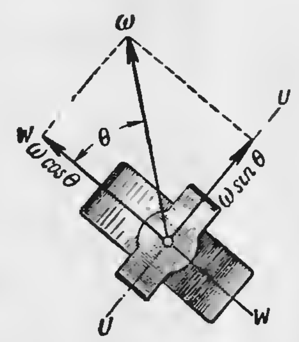
Если угол между осью поворота и главной осью не равен 90°, то вектор угловой скорости вращения можно разложить на две составляющие вдоль осей *UU* и *WW* (фиг. 180).

Гироскопический момент создается составляющей, направленной по оси *WW* и равен

$$K = I\Omega\omega\cos\theta,$$

где θ — угол между осью гироскопа *WW* и осью вращения.

По мере приближения оси гироскопа *UU* к оси поворота гироскопический момент падает и делается равным нулю при совпадении этих осей.



Фиг. 180. Разложение угловой скорости поворота по осям гироскопа.

Подводим итог сказанному:

1. При повороте гироскопа с двумя степенями свободы вокруг некоторой оси, не совпадающей с плоскостью *UV*, в которой расположены его оси вращения, возникает гироскопический момент, действующий вокруг оси *VV*.

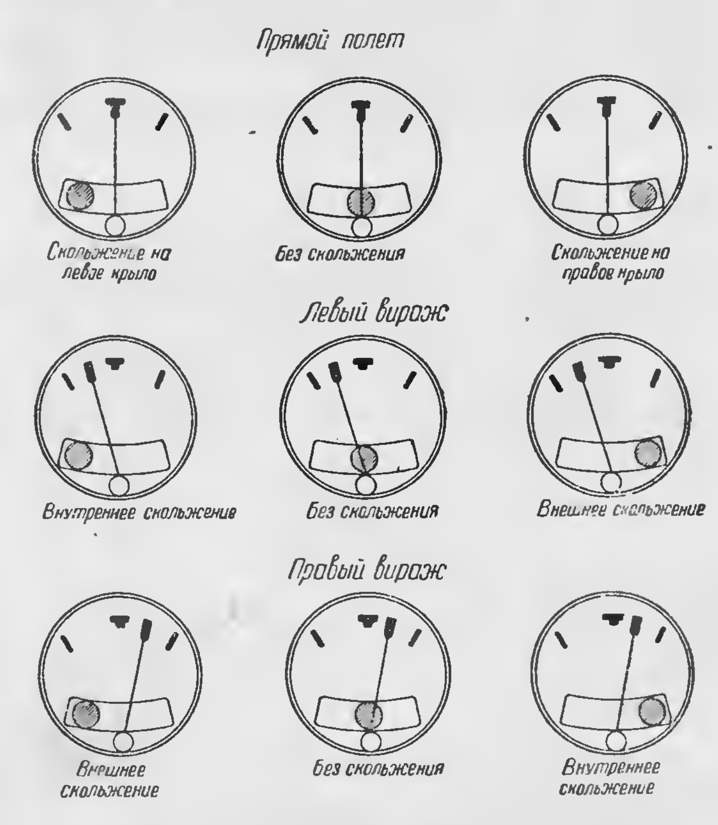
2. Под действием этого момента ось ротора поворачивается по кратчайшему направлению таким образом, чтобы вращение ротора совпало с искусственным поворотом гироскопа.

3. Гироскопический момент тем больше, чем больше момент инерции ротора, главная скорость его вращения, скорость поворота и угол между осью этого поворота и плоскостью *UV*.

37. УКАЗАТЕЛЬ ПОВОРОТА И УКАЗАТЕЛЬ СКОЛЬЖЕНИЯ

Назначение прибора. Прибор указывает летчику вращение самолета вокруг вертикальной оси и скольжение самолета.

На шкале прибора (фиг. 181) нанесено три индекса: нулевой индекс посредине шкалы и два — по бокам под углом 30°.



Фиг. 181. Показания указателя поворота при различных случаях полета

Стрелка указателя поворота находится против нулевого индекса при прямолинейном полете и отклоняется вправо или влево при соответственном повороте самолета. При этом отклонение стрелки тем больше, чем больше угловая скорость поворота самолета.

Указатель поворота в сочетании с магнитным компасом повышает точность пилотирования по прямой, так как стрелка указателя поворота быстрее реагирует на отклонения самолета от прямой, нежели магнитный компас.

На лицевой части прибора смонтирован указатель скольжения. индексом которого является шарик, перемещающийся внутри стеклянной трубки. Отклонение шарика вправо или влево от середины

трубки и при прямом полете и при вираже указывает на наличие соответствующего скольжения самолета.

Если при вираже направление отклонения шарика совпадает с направлением виража, то самолет имеет внутреннее скольжение. Если направление отклонения шарика противоположно направлению виража, то скольжение наружное.

Отклонение шарика влево при правом вираже указывает на наружное скольжение.

Комбинация указателя поворота с указателем скольжения позволяет выполнять правильный вираж.

Принцип действия указателя поворота. Действие указателя поворота основано на использовании свойств гироскопа с двумя степенями свободы. Гироскоп устанавливается на самолете в таком положении, что его оси горизонтальны, причем главная ось гироскопа *UU* совпадает по направлению с поперечной осью самолета *ZZ*, а ось вращения рамки *VV* совпадает с продольной осью самолета *XX* (фиг. 182).

Фиг. 182. Принципиальная схема указателя поворота.

1—ротор; 2—рамка; 3—стрелка; 4—пружина; 5—демпфер.

При отсутствии поворота самолета вокруг оси *YY* пружина *4*, связанная с корпусом прибора, устанавливает ось ротора *UU* параллельно поперечной оси самолета, чему соответствует нулевое положение стрелки.

Повороты самолета вокруг осей *XX* и *ZZ* не вызывают прецессии гироскопа, так как эти оси совпадают с плоскостью *UV* гироскопа. Поэтому при продольных и поперечных кренах самолета стрелка указателя поворота остается на нуле.

Поворот самолета вокруг оси *YY* вызывает появление гироскопического момента, поворачивающего гироскоп вокруг его оси *VV*. Но при этом пружина *4* также создает момент вокруг оси *VV*, направленный в обратную сторону и пропорциональный отклонению оси гироскопа от нулевого положения. При некотором угле поворота гироскопа вокруг оси *VV* гироскопический момент уравновесится моментом силы пружины. Это равновесие можно выразить следующим равенством:

$$M_{\text{пр}} = K,$$

где $M_{\text{пр}}$ — момент силы пружины;

K — гироскопический момент.

Момент пружины пропорционален упругости пружины и углу поворота рамки

$$M_{\text{пр}} \approx C\delta,$$

где C — момент пружины на 1° поворота рамки, характеризующий силу натяжения пружины;

δ — угол поворота рамки.

Нам известно, что гироскопический момент (стр. 187) равен:

$$K = I\Omega\omega \cdot \cos\theta,$$

где I — главный момент инерции гироскопа;

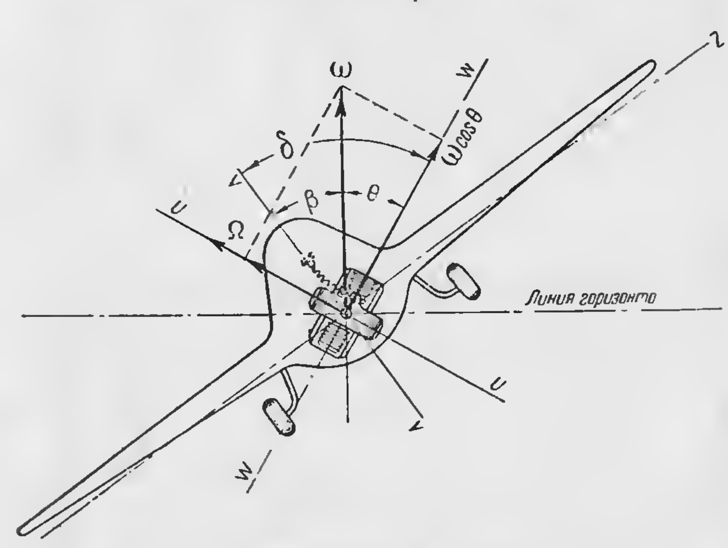
Ω — угловая скорость вращения ротора;

ω — угловая скорость поворота самолета;

θ — угол между осью вращения самолета и осью WW гироскопа.

Если самолет делает вираж с креном β (фиг. 183), то

$$\theta = \delta - \beta$$



Фиг. 183. Наклон рамки указателя поворота на вираже.

Тогда угол поворота рамки гироскопа, соответствующий положению равновесия, определится из соотношения

$$C\delta = I\Omega\omega\cos(\delta - \beta).$$

Формулу можно упростить, имея в виду, что угол δ наклона рамки практически невелик (не свыше 15°).

Тогда

$$\cos(\delta - \beta) = \cos\delta\cos\beta + \sin\delta\sin\beta \approx \cos\beta$$

(принимаем $\cos\delta \approx 1$ и пренебрегаем произведением $\sin\delta\sin\beta$). Решая уравнение относительно угла поворота рамки гироскопа, получим:

$$\delta \approx \frac{I\Omega\omega}{C}\cos\beta.$$

Для правильного виража имеем $\cos\beta = \cos\beta^{\circ}$. Косинус угла можно выразить через тангенс

$$\cos\beta = \cos\beta^{\circ} = \frac{1}{\sqrt{1 + \operatorname{tg}^2\beta}}.$$

Подставив вместо $\operatorname{tg}\beta$ его значение из отношений действующих ускорений (стр. 174), получим

$$\cos\beta = \frac{1}{\sqrt{1 + \left(\frac{v\omega}{g}\right)^2}}.$$

Таким образом для правильного виража получаем угол наклона рамки указателя поворота, равный

$$\delta \approx \frac{I\Omega\omega}{C\sqrt{1 + \left(\frac{v\omega}{g}\right)^2}}.$$

Из этой формулы можно сделать следующие выводы:

1. Угол наклона рамки гироскопа пропорционален кинетическому моменту гироскопа, т. е. моменту инерции ротора и числу его оборотов.

2. Угол наклона рамки гироскопа обратно пропорционален силе натяжения пружины.

3. Если угловая скорость ротора, т. е. его число оборотов, постоянна, то для некоторой линейной скорости самолета угол поворота рамки будет зависеть только от угловой скорости ω, и можно тарировать шкалу прибора в зависимости от угловой скорости поворота самолета.

При изменении числа оборотов ротора и изменении линейной скорости самолета эта тарировка будет нарушаться. По этой причине указатель поворота не является количественным прибором, т. е. не имеет цифровых делений, а его задачей является обнаружить наличие поворота самолета вправо или влево.

Демпфер в указателе поворота предназначен для успокоения колебаний стрелки. Если бы не было демпфера, то при малейшем рыскании самолета на курсе колебания стрелки были настолько велики, что сделали бы невозможным пилотирование самолета по указателю поворота.

Принцип демпфирования заключается в том, что рамка гироскопа передвигает поршень в цилиндре с капиллярным отверстием. При резких поворотах рамки воздух не успевает проходить через капиллярное отверстие демпфера, что вызывает тормозящую силу, ограничивающую колебания рамки гироскопа и связанной с ней стрелки.

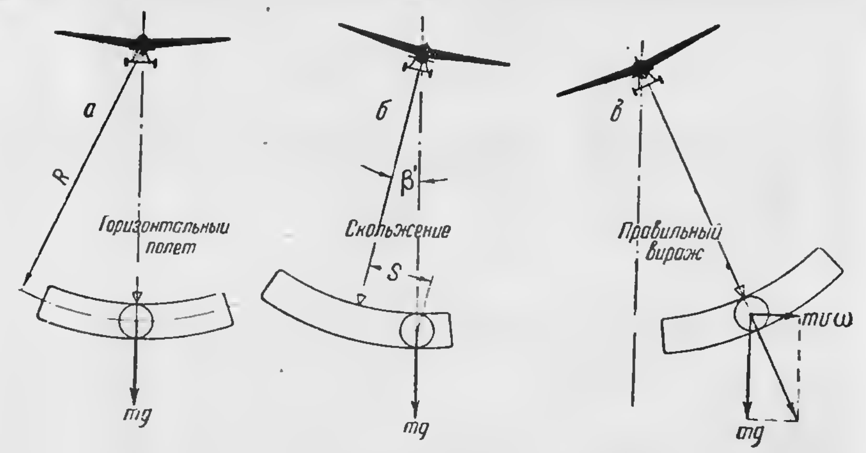
Принцип действия указателя скольжения. Указатель скольжения основан на принципе маятника (фиг. 184,*а*). Внутри стеклянной трубки, изогнутой по радиусу *R*, помещен шарик, имеющий свободу передвижения вдоль трубки. Поведение шарика совершенно аналогично поведению маятника с радиусом *R* и массой

$$m = \frac{G}{g},$$

где G — вес шарика;

g — ускорение силы тяжести.

При наклонах стеклянной трубки шарик стремится занять в ней наиболее низкое положение, благодаря чему линия, соединяющая



Фиг. 184. Схема работы указателя скольжения.

центр тяжести шарика с центром изгиба трубки, совпадает с направлением вертикали (фиг. 184, *б*).

При вираже эта линия совпадает с направлением кажущейся вертикали, так как на шарик действует при этом, кроме силы веса G, центробежная сила $F_k = mv\omega$ (фиг. 184, *в*).

Если обозначить смещение шарика от середины трубки через s, то при угле скольжения β' смещение шарика будет равно:

$$s = R \cdot \sin \beta'.$$

Так как предельный угол скольжения, измеряемый указателем скольжения, невелик, то можно принять

$$\sin \beta' \approx \beta',$$

где β' — угол, выраженный в радианах.

Если угол β' выразить в градусах, то

$$\sin \beta' \approx \frac{2\pi}{360} \beta'.$$

Тогда

$$s \approx \frac{2\pi}{360} R \beta'.$$

Отсюда можно сделать следующие выводы:

1. *Смещение шарика от середины трубки пропорционально углу скольжения самолета.*

2. *Чем больше радиус изгиба трубки, тем больше смещение шарика.*

Поэтому для тяжелых самолетов, имеющих малое скольжение, предпочтительнее применять указатель скольжения с большим радиусом изгиба трубки.

Для успокоения колебаний шарика, которые могут возникнуть при кратковременных ускорениях, трубка заполнена демпфирующей жидкостью, тормозящей шарик при его резких движениях внутри трубки.

Демпфирование шарика тем сильнее, чем меньше зазор между шариком и внутренней стенкой трубки.

Для легких самолетов предпочтительнее иметь более сильное демпфирование.

Конструкция указателя поворота (фиг. 185). Ротор *11* представляет собой латунный диск, масса которого распределена по его ободу.

Момент инерции ротора $I \approx 0{,}5$ *г см сек*^{2}.

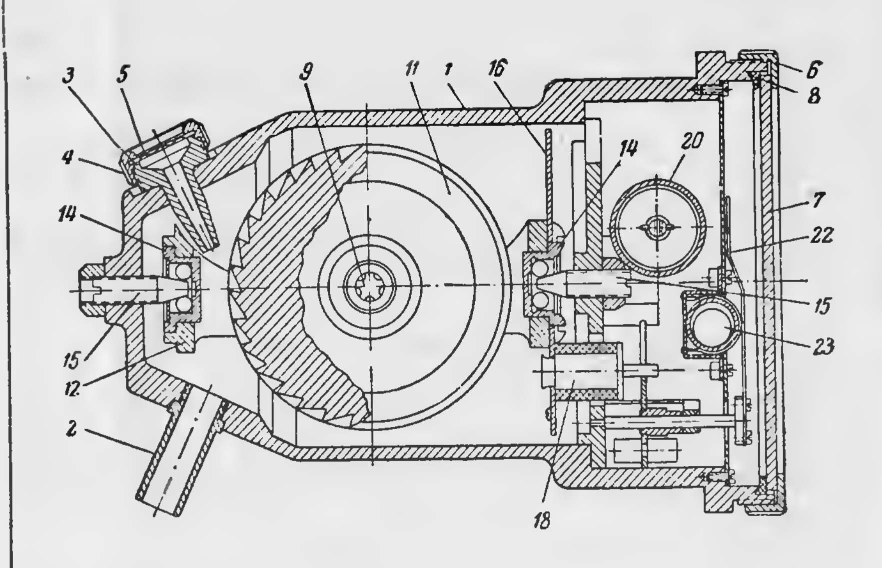
Ротор вращается на двух шарикоподшипниках *9*, запрессованных в его ступицу. Для приведения ротора во вращение на его ободе выфрезерованы 24 лопатки (лунки), в которые ударяет струя воздуха. Число оборотов ротора 6000—8000 в минуту.

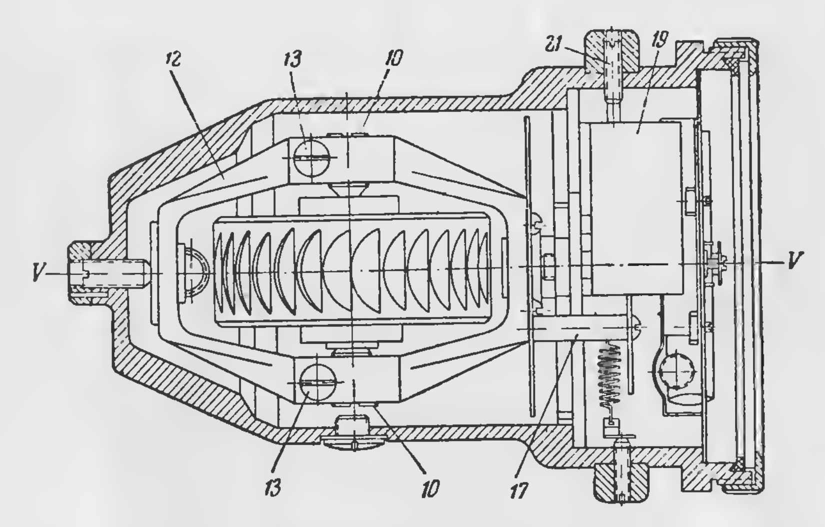
В н е ш н я я р а м к а *12* изготовляется из алюминиевого литья. Ротор вращается внутри рамки на двух центрах, ввернутых в рамку. Люфг в подшипниках ротора регулируют, подтягивая центры с последующим законтриванием их зажимными винтами *13*. В рамку запрессованы два шарикоподшипника *14*, ось которых перпендикулярна к оси центров ротора. На этих подшипниках рамка поворачивается вместе с ротором под действием гироскопического момента. На рамке укреплен диск *16* с верхним и нижним пальцем. Верхний палец *17* связан жестким рычагом с пружиной и демпфером, а нижний палец *18* связан со стрелкой. Рамка с ротором отбалансирована вокруг оси *VV* в безразличном равновесии.

Р а з г о н н о е с о п л о *3* для создания струи воздуха, вращающей ротор, представляет собой трубку с коническим отверстием. Поток воздуха через сопло создается двумя способами: либо отсосом воздуха из корпуса прибора, который делается для этой цели герметичным, либо нагнетанием воздуха в сопло прибора. В обоих случаях нормальный перепад давления равен 50—60 *мм* рт. ст., а расход воздуха через сопло около 18 *л/мин.*

П р у ж и н а сделана из стальной проволоки. Одним концом пружина скреплена с рычагом рамки, другим — с пружинящей пластинкой, прикрепленной к корпусу. Пружину регулируют прогибом пружинящей пластинки при помощи регулировочного винта, ввернутого в корпус прибора.

Д е м п ф е р *19* состоит из латунного цилиндра *20*, в котором перемещается поршень, связанный тягой с рычагом рамки. Воздух,





Фиг. 185. Конструкция указателя поворота.

1—корпус; *2*—штуцер отсоса; *3*—сопло; *4*—крышка; *5*—сетка; *6*—крышка; *7*—стекло; *8*—резиновая прокладка; *9*—подшипник ротора; *10*—центр ротора; *11*—ротор; *12*—рамка; *13*—контрящий винт; *14*—подшипник; *15*—центр рамки; *16*—диск рамки; *17*—верхний палец диска; *18*—нижний палец; *19*—демпфер; *20*—цилиндр демпфера; *21*—регулировочный винт; *22*—стрелка; *23*—шарик указателя скольжения.

вытесняемый из цилиндра, проходит через капиллярное отверстие. Регулируется отверстие передвижением конусного золотника при помощи регулировочного винта *21*, ввернутого в корпус прибора.

Стрелка *22* укреплена на оси вместе с вилкой, имеющей противовес, при помощи которого весь узел балансируется в безразличном равновесии. В прорезь вилки входит нижний палец рамки.

При повороте рамки вправо или влево стрелка поворачивается в противоположную сторону, соответствующую направлению виража (рамка поворачивается в сторону, противоположную направлению виража, так как вектор главного вращения направлен влево, если смотреть по ходу самолета).

Передаточное число от рамки к стрелке около 2 : 1.

Стрелка покрыта светящейся массой.

Указатель скольжения смонтирован на шкале прибора. Внутри запаянной стеклянной трубки указателя скольжения помещен шарик *23*, изготовленный из черного стекла. Радиус изгиба трубки равен 140 *мм*. Демпфирующей жидкостью является толуол (каменноугольный бензин).

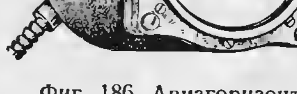
Один конец стеклянной трубки имеет отросток для выхода избытка толуола при высокой температуре. Задняя стенка указателя скольжения покрыта светящейся массой и белой краской.

Вес указателя поворота 650 *г*.

88. АВИАГОРИЗОНТ (АГ)

Назначение авиагоризонта. Авиагоризонт предназначен для определения положения самолета относительно плоскости горизонта при слепом полете.

На лицевой части прибора в центре шкалы помещен силуэт самолета, как бы летящего от наблюдателя (фиг. 186). Под силуэтом самолета передвигается планка, покрытая светящейся массой и изображающая линию горизонта. Взаимные положения силуэта самолета и планки соответствуют действительному положению самолета по отношению к земному горизонту.



Фиг. 186. Авиагоризонт.

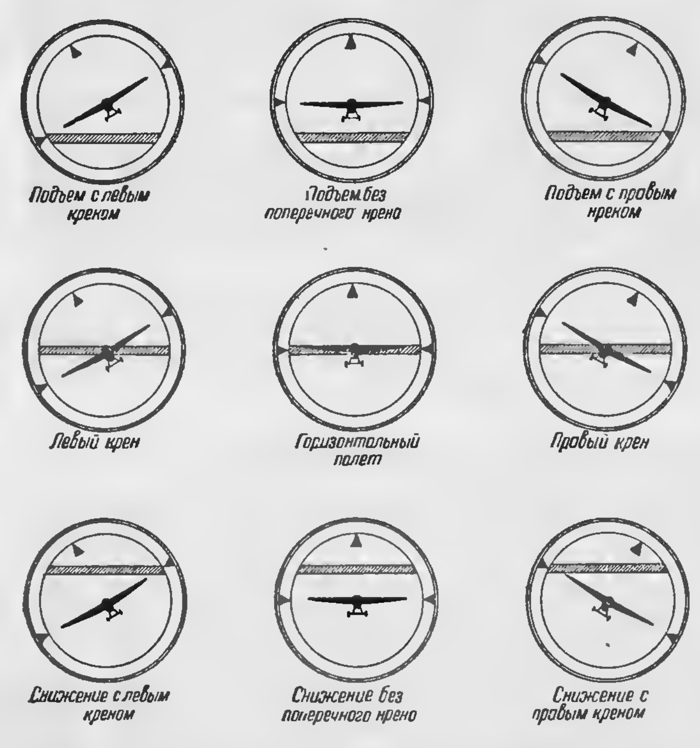
На фиг. 187 изображены показания авиагоризонта при различных случаях полета.

Угол между силуэтом самолета и планкой горизонта равен абсолютному поперечному крену самолета (угол β). Расстояние между центром самолета и центром планки пропорционально абсолютному продольному крену самолета (угол α).

Авиагоризонт является важным прибором слепого полета, так как наглядно воспроизводит движение самолета, не требуя от летчика большого зрительного напряжения. Показания авиагоризонта

безинерционны и не имеют запаздывания. Это значит, что при движении самолета вокруг его осей XX и ZZ авиагоризонт мгновенно реагирует на появившийся угол и не имеет колебаний при наличии ускорений, сопровождающих полет.

На верхней части шкалы прибора вправо и влево нанесены деления через 10°. По этой шкале отсчитывают абсолютный поперечный крен самолета при помощи треугольного индекса, перемещающегося одновременно с планкой, изображающей горизонт.



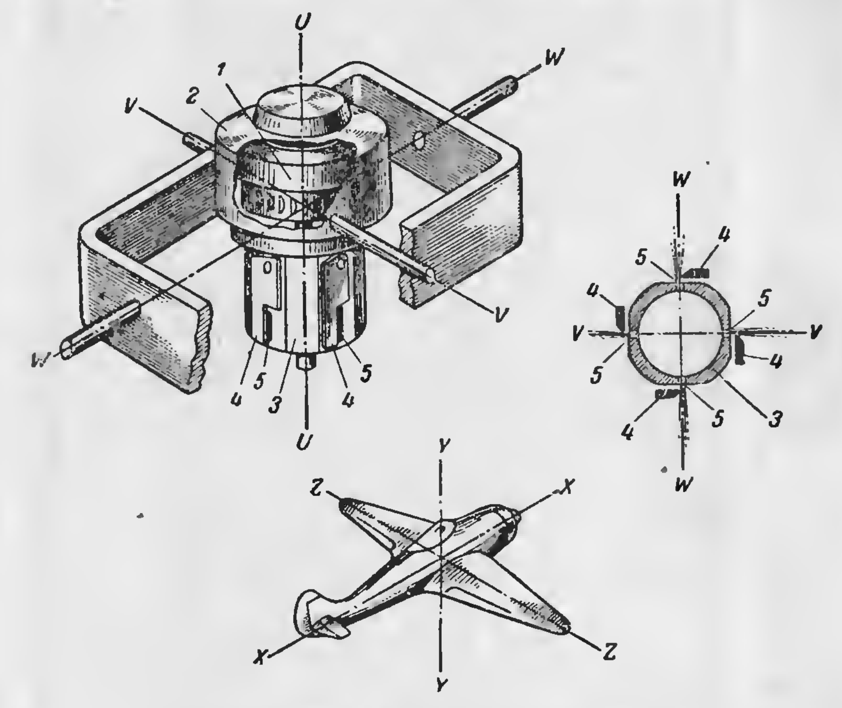
Фиг. 187. Показания авиагоризонта при различных случаях полета.

Принцип действия авиагоризонта. Действие авиагоризонта основано на использовании свойств гироскопа с тремя степенями свободы, ось которого корректируется по вертикали при помощи маятниковой коррекции.

Гироскоп устанавливается на самолете в таком положении, что главная ось гироскопа UU вертикальна и при горизонтальном полете совпадает по направлению с вертикальной осью самолета YY. (фиг. 188).

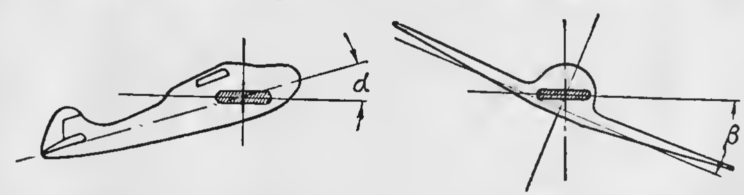
Ось внутренней рамки карданного подвеса VV при этом параллельна поперечной оси самолета ZZ, а ось внешней рамки параллельна продольной оси самолета XX.

При любых положениях самолета главная ось гироскопа вертикальна. Поэтому угол между плоскостью вращения ротора и продольной осью самолета XX равен абсолютному продольному крену самолета α, а угол между плоскостью вращения ротора *1* и поперечной осью самолета ZZ равен абсолютному поперечному крену самолета β (фиг. 189).



Фиг. 188. Принципиальная схема авиагоризонта.

Чтобы создать направляющую силу, поддерживающую вертикальное положение оси гироскопа, используют силу реакции струи воздуха, управление которой осуществляется маятником.



Фиг. 189. Измерение кренов самолета при помощи авиагоризонта.

Для этой цели внутреннюю рамку гироскопа (см. фиг. 188) выполняют в виде герметичного кожуха *2*, имеющего снизу воздушную камеру *3*. Из этой камеры выходят в четырех противоположных направлениях четыре струи воздуха через щелевидные

отверстия *5* в нижней части камеры. Каждое отверстие перекрывается маятниковой заслонкой *4*, подвешенной на камере гироскопа.

Противоположные заслонки связаны общей осью.

Одна пара заслонок *4* качается вокруг оси, параллельной оси *VV*; эти заслонки называются продольными. Другая пара качается вокруг оси, параллельной оси *WW*; эти заслонки называются поперечными.

Срезы заслонок *4* устроены так, что при вертикальном положении оси *UU* гироскопа все отверстия *5* перекрыты заслонками ровно наполовину, и сила реакции всех струй совершенно одинакова. Так как эти струи противоположны, то действие их взаимно уничтожается, и к гироскопу не приложено направляющей силы.

Фиг. 190. Действие реактивной струи при отклонении гироскопа от вертикали.

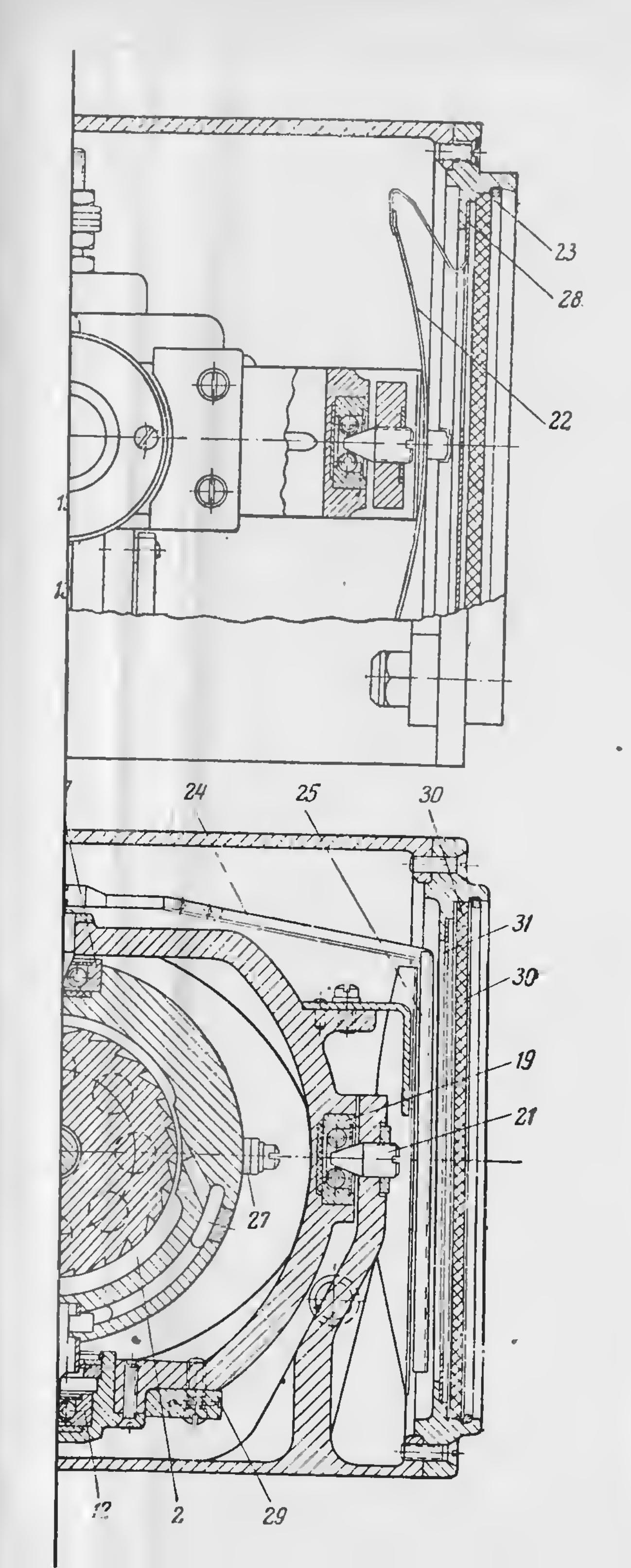
При отклонении гироскопа от вертикали в каком-либо направлении, например вокруг оси *WW*, одна пара заслонок перестает быть параллельной оси гироскопа (фиг. 190). При этом одна из заслонок закрывает реактивную струю, а противоположная открывает еще больше. В результате получается результирующая реактивная сила, момент которой действует на гироскоп перпендикулярно тому направлению, в котором отклонился гироскоп. Возникает прецессия гироскопа, направленная прямо к вертикали.

Аналогично работает другая пара заслонок при наклонах гироскопа вокруг оси *VV*.

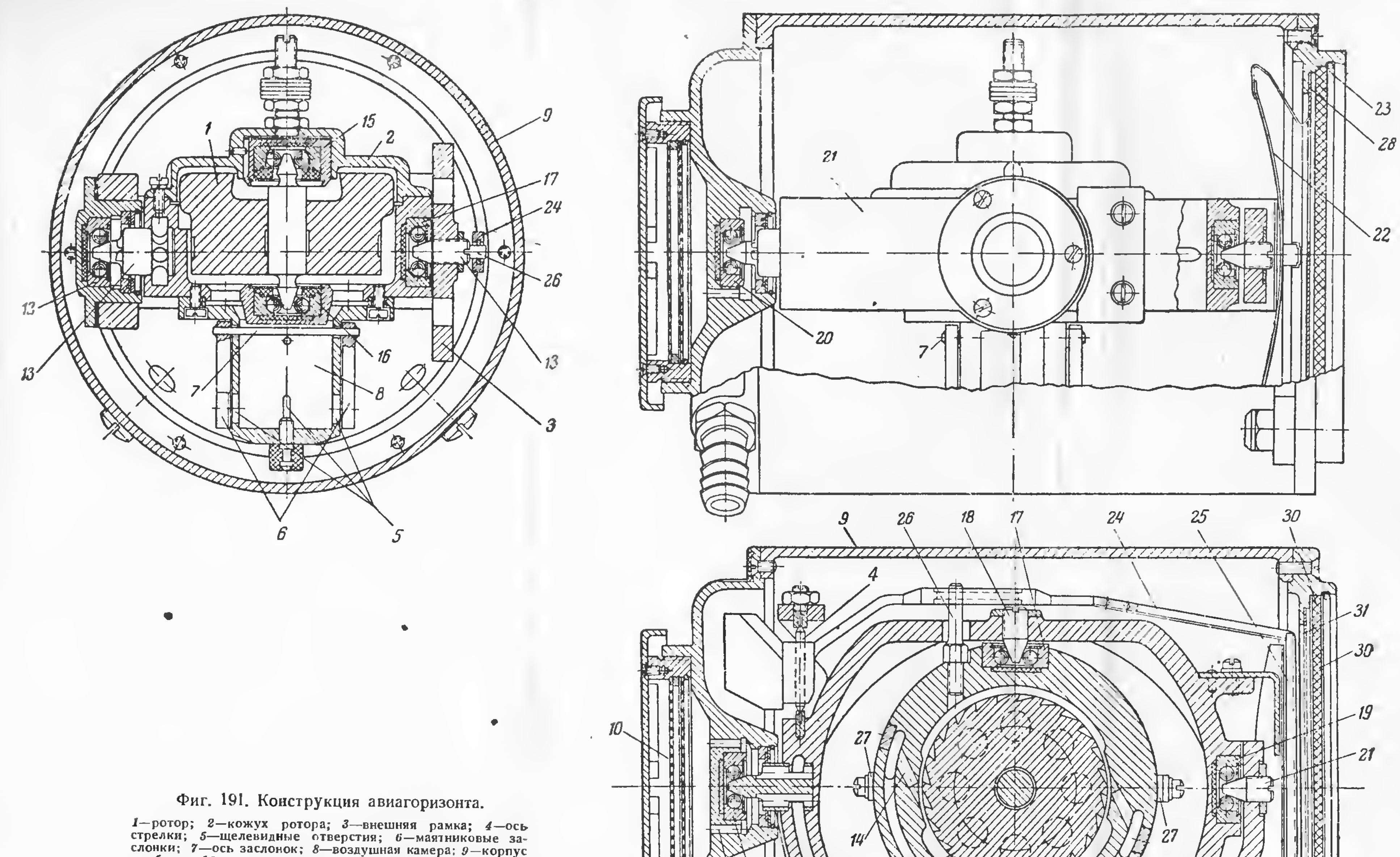
При одновременных отклонениях гироскопа вокруг оси *VV* и оси *WW* работают обе пары заслонок, и гироскоп восстанавливается под действием результирующей силы реактивных струй.

Выше мы говорили о том, что помещенный на самолет маятник при прямолинейном полете имеет колебания, возникающие под действием горизонтальных ускорений. Поэтому можно задаться вопросом, не будет ли гироскоп следовать за колебаниями маятника? В действительности гироскоп сохраняет вертикальное положение с достаточной точностью, несмотря на колебания маятника. Хотя на гироскоп и действуют при колебаниях маятника реактивные струи, но благодаря малому периоду колебаний маятника и весьма медленной скорости прецессии гироскопа последний весьма мало отклоняется от вертикали.

Период качания маятника значительно меньше 1 сек. Скорость же прецессии гироскопа равна около 6° в минуту, или 0,1° в секунду. Таким образом за 1 сек. гироскоп успел бы отклониться всего на 0,1°.



ихся на
і по на-
вираже
ящие по
е непре-
ета *XX*;
онки ло-
Это вы-
круг ос
огут до-
ж само-
в под-
ован ги-
обствует
редстав-
лунками
$к^2$; число
бьющи-
ванными
подвеса.
жух гер-
м соплам
ит вниз,
нический
дящийся
сью гиро-
трех осей
щиеся ра-
цо сталь-
ьцо уло-
і шайбой.
опитанная
ус с уг-
ствляется
ипник *15*.
ентры *18*
редназна-
кардано-
ца, точно



Фиг. 191. Конструкция авиагоризонта.

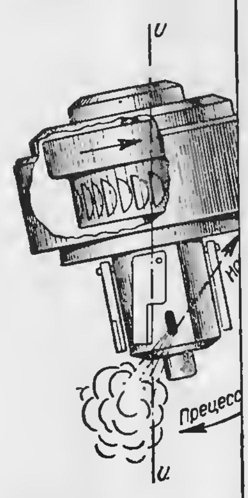
1—ротор; *2*—кожух ротора; *3*—внешняя рамка; *4*—ось стрелки; *5*—щелевидные отверстия; *6*—маятниковые заслонки; *7*—ось заслонок; *8*—воздушная камера; *9*—корпус прибора; *10*—сетка фильтра; *11*—центр рамки; *12*—подшипник; *13*—боковой центр; *14*—сопло; *15*—верхний подшипник ротора; *16*—нижний подшипник ротора; *17*—подшипник; *18*—регулировочный центр; *19*—подшипник; *20*—подшипник; *21*—регулировочный центр; *22*—экран; *23*—зажимное кольцо; *24*—рычаг; *25*—планка, указывающая горизонт; *26*—поводок; *27*—балансировочный груз; *28*—индекс поперечных кренов; *29*—балансировочный груз; *30*—стекло; *31*—шкала; *32*—отверстие для прохода воздуха.

отверстия *5* в н
крывается маятн
гироскопа.

Противополож

Одна пара за
VV; эти заслонки
вокруг оси, парал
речными.

Срезы заслон
жении оси *UU* г



Фиг. 190. Действие ре
тивной струи при отк
нении гироскопа от в
тикали.

скопа вокруг оси
гироскоп восстан
реактивных струй

Выше мы гово
при прямолинейно
ствием горизонта
просом, не будет
В действительност
достаточной точн
гироскоп и дейст
но благодаря мал
ленной скорости
клоняется от верт

Период качани
же прецессии гир
кунду. Таким об
всего на 0,1°.

При длительных горизонтальных ускорениях, имеющихся на вираже, поперечные маятниковые заслонки устанавливаются по направлению кажущейся вертикали. Вследствие этого при вираже самолета появляются погрешности авиагоризонта, происходящие по двум причинам: во-первых, реактивные струи при вираже непрерывно отклоняют гироскоп от вертикали вокруг оси самолета *XX*; во-вторых, при некотором угле качания поперечные заслонки ложатся на упор, чем понижается центр тяжести гироскопа. Это вызывает непрерывную прецессию гироскопа на вираже вокруг оси самолета *ZZ*.

В результате погрешности гироскопа после виража могут достичь величины 5—6°. Наибольшую ошибку вызывает вираж самолета на 180°.

Авиагоризонт работает тем точнее, чем меньше трение в подшипниках карданового подвеса и чем точнее отбалансирован гироскоп. Увеличение кинетического момента также способствует повышению точности авиагоризонта.

Конструкция авиагоризонта (фиг. 191). Ротор *1* представляет собой массивный латунный диск с фрезерованными лунками по наружной поверхности. Момент инерции $I \approx 0{,}9$ *г см сек*²; число оборотов $n = 10\,000$—$12\,000$ об/мин.

Ротор приводится во вращение двумя струями воздуха, бьющими в лунки. В ротор запрессована стальная ось с полированными конусами, входящими в шарикоподшипники кожуха.

Кожух *2* является внутренней рамкой карданового подвеса. Внутри кожуха на вертикальной оси помещен ротор. Кожух герметичен; в нем имеется канал для подвода воздуха к двум соплам *14* для разгона ротора.

Воздух, выходящий из сопел в кожух, далее проходит вниз, в воздушную камеру коррекции гироскопа *8*.

Снаружи в кожух впрессован с одной стороны конический центр *13*, с другой стороны — шарикоподшипник *17*, находящийся на одной горизонтальной оси, являющейся поперечной осью гироскопа.

Шарикоподшипник. В авиагоризонте для всех трех осей гироскопа применяют одинаковые подшипники, являющиеся радиальноупорными без внутреннего кольца. Наружное кольцо стальное, полированное, имеет сферическую поверхность. В кольцо уложено пять шариков диаметром 4 *мм*, закрытых разрезной шайбой. Для смазки под подшипником уложена прокладка, пропитанная маслом МВП. Ось, входящая в подшипник, имеет конус с углом 40° при вершине.

Регулирование люфта в подшипниках ротора осуществляется подбором калиброванных прокладок под верхний подшипник *15*. В подшипниках кардана люфт регулируют, подтягивая центры *18* и *21*.

Уплотняющее кольцо (воздушный сальник) предназначено для уменьшения утечек воздуха через подшипники карданового подвеса. Сальник состоит из нейзильберового кольца, точно

пригнанного по диаметру оси и имеющего возможность самоустанавливаться в поперечном направлении в своей обойме.

Центры для подвода воздуха *11* и *13* имеют полированный конус, входящий в подшипник, и утолщение, в котором сделано пять отверстий для прохода воздуха. По диаметру утолщения и пригнано уплотняющее кольцо.

Внешняя рамка *3* поддерживает кожух с ротором. Снаружи в рамку впрессован с одной стороны центр *11*, с другой — шарикоподшипник *19*; оба они имеют общую горизонтальную ось, являющуюся продольной осью гироскопа *WW*.

Рамка вместе с кожухом и ротором может вращаться в корпусе прибора вокруг продольной оси *WW*.

В рамке имеется канал для подвода воздуха к кожуху гироскопа. С рамкой скреплен латунный экран *22*, являющийся фоном для планки, указывающей горизонт. На экране укреплен треугольный индекс, указывающий поперечный крен.

Планка, указывающая горизонт, скреплена с рычагом *24*, имеющим горизонтальную ось вращения на рамке *3* гироскопа. В паз рычага входит поводок *26*, укрепленный на кожухе гироскопа. При наклонах гироскопа вокруг продольной оси *WW* планка поворачивается вместе с рамкой. При наклонах гироскопа вокруг поперечной оси *VV* поводок кожуха поворачивает рычаг планки на его оси. При этом планка смещается вверх или вниз от продольной оси гироскопа.

Такая передача сделана, во-первых, для увеличения чувствительности при измерениях продольного крена; во-вторых, чтобы получить правильное взаимное положение изображения самолета и планки соответственно подъему и снижению. Планка вместе с рычагом отбалансирована на своей оси.

Воздушная камера коррекции укреплена под кожухом ротора и имеет в нижней части четыре щелевидных отверстия *5*, закрывающихся четырьмя маятниковыми заслонками *6*.

Маятниковые заслонки *6* подвешены на двух взаимно-перпендикулярных осях *7*. Заслонки имеют с противоположных сторон срезы, благодаря чему при наклоне гироскопа одна заслонка открывает отверстие, а противоположная закрывает.

Корпус прибора *9* имеет кронштейн для переднего центра *21* рамки *3*. Задний центр *11* рамки *3* входит в подшипник *20*, посаженный в заднюю крышку, скрепленную с корпусом. Передняя крышка корпуса имеет стекло *30*, под которым укреплен силуэт самолета и шкала поперечных кренов.

Для возможности работы от разрежения корпус делают герметичным и снабжают штуцером для отсоса воздуха. Прибор может работать также от давления; в этом случае штуцером снабжают заднюю крышку. Через штуцер воздух подается под давлением.

Вес авиагоризонта 1700 *г*.

Работа прибора. Для уяснения работы авиагоризонта рассмотрим путь воздуха через прибор.

Для нормальной работы прибора необходимо, чтобы через него проходило 40—60 *л* воздуха в минуту. Для этого перепад давлений должен быть не менее 80 *мм* рт. ст. Большой перепад (свыше 100 *мм* рт. ст.) также нежелателен, так как ротор приобретает слишком высокие обороты, что ускоряет износ его подшипников. Под влиянием перепада давлений наружный воздух устремляется в прибор через ряд отверстий *32* в задней крышке вокруг подшипника *20* и переходит в рамку *3* прибора через пять отверстий в заднем центре *11*.

Чтобы при протекании воздуха в подвижную часть прибора не было больших утечек, в задней крышке посажено уплотняющее кольцо, пригнанное к заднему центру с очень маленьким зазором и ничтожным трением.

Далее воздух течет по каналу в рамке *3* и попадает в кожух *2* гироскопа через пять отверстий бокового центра. Для ограничения утечки воздуха здесь также установлено уплотняющее кольцо.

В кожухе гироскопа воздух течет по каналу в два воздушных сопла *14*, из которых выбрасывается в виде двух сильных струй. Эти струи ударяют в лунки ротора и приводят его в быстрое вращение (около 12 000 об/мин.).

Из кожуха гироскопа воздух проходит в нижнюю его часть и попадает в воздушную камеру коррекции. Из этой камеры воздух выбрасывается в корпус прибора через четыре щелевидных отверстия.

Из корпуса прибора воздух утекает по трубопроводу в помпу, либо в трубку Вентури или же выбрасывается наружу, в зависимости от способа питания прибора.

Бо́льшая часть энергии движущегося в приборе воздуха расходуется на полезную работу (разгон ротора, создание реактивных струй, корректирующих гироскоп). Часть энергии расходуется на преодоление сопротивления при проходе воздуха через каналы и отверстия в осях, а также через трубопровод источника питания. Эти сопротивления не должны превышать определенной величины. Это должно быть учтено при изготовлении и эксплоатации прибора (подбор трубопровода с большим сечением и малой длины, предохранение прибора от засорения, периодическая прочистка фильтра и т. п.).

Авиагоризонт типа АГП. Авиагоризонт АГП, являясь модернизацией обычного авиагоризонта, описанного выше, имеет перед последним ряд преимуществ.

В настоящее время авиагоризонт АГП является основным типом авиагоризонта для большинства самолетов.

Прибор действует на таком же принципе, как и описанный выше авиагоризонт и отличается от него расположением осей карданового подвеса и конструктивным оформлением корпуса и шкалы (фиг. 191а).

Чувствительный элемент прибора АГП соответствует фиг. 191, с той разницей, что ось рамы карданового подвеса параллельна

поперечной оси самолета. Рама использована от прибора ГМК-2.

Корпус прибора имеет прямоугольную форму, такую же, как корпус прибора ГМК-2.

В отличие от описанного авиагоризонта, подвижной частью указателя положения самолета является не линия горизонта, а подвижной самолетик, воспроизводящий положение самолета относительно неподвижной линии горизонта.



Фиг. 191а. Авиагоризонт типа АГП.

Это повышает удобство пилотирования по прибору, так как показания прибора делаются более наглядными.

Линия горизонта изображается двумя изогнутыми нитями, расположенными по обеим сторонам шкалы и двумя индексами. Левый индекс указывает изменение угла тангажа самолета, правый—угол пикирования и кабрирования по подвижной шкале продольных кренов.

Для отсчета угла тангажа при горизонтальном полете летчик поворотом ручки, расположенной справа, перемещает нити, изображающие горизонт, до их совмещения с изображением самолета.

После этого отсчитывается показание по левой шкале, отградуированной от 0 до ±10° через 1°.

Если шкала углов тангажа установлена на нуле, то при горизонтальном полете шкала продольных кренов будет указывать угол тангажа.

Питание прибора АГП пневматическое. Прибор работает как от давления, так и от вакуума. В первом случае давление подводится к верхнему штуцеру, а отработанный воздух из нижнего штуцера отводится шлангом из кабины.

Во втором случае воздух отсасывается из нижнего штуцера, верхний же штуцер остается открытым.

39. ГИРОПОЛУКОМПАС (ГПК)

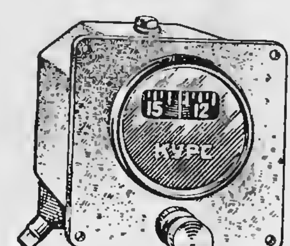
Назначение. Гирополукомпас предназначен для выдерживания заданного курса самолета и для выполнения разворотов на заданное число градусов.

Гирополукомпас имеет вертикальную картушку (шкалу), отградуированную через 5° (от 0 до 360°) с оцифровкой через 10°. Цифры соответствуют десяткам градусов. Например, показания прибора, изображенного на фиг. 192, соответствуют курсу 135°.

Гирополукомпас не указывает автоматически курса, а указывает отклонение самолета от какого-либо курса, измеренного с

помощью другого компаса, например, магнитного. Для этой цели шкала гирополукомпаса может быть установлена летчиком на любое показание, например, равное показанию магнитного компаса. Перемещение шкалы производится при помощи специального арретира, ручка которого помещается в нижней части прибора. При вдвинутом положении ручки прибор арретируется (запирается). В этом положении вращением ручки осуществляется поворот картушки в нужное положение. При выдвинутой ручке картушка освобождается и указывает отклонение от установленного показания.

Через каждые 10—15 мин. полета показания прибора сверяют с компасом и в случае необходимости исправляют тем же арретиром. Необходимость периодического исправления показаний гирополукомпаса объясняется тем, что вследствие принципа его действия в показаниях прибора с течением времени накапливается ошибка (до 2—3° за 10—15 мин.).



Фиг. 192. Гирополукомпас.

Таким образом гирополукомпас используется на самолете в сочетании с магнитным компасом или радиополукомпасом.

Показания гирополукомпаса, так же как и показания авиагоризонта, безинерционны и не имеют запаздываний. Благодаря этому гирополукомпас применяют в слепом полете.

В настоящее время у нас гирополукомпас вытеснен прибором ГМК-2, показания которого не требуют периодического исправления.

Гирополукомпас пока применяют для автоматической стабилизации самолета по курсу.

Принцип действия гирополукомпаса. Действие гирополукомпаса основано на использовании свойств гироскопа с тремя степенями свободы (см. фиг. 170). Расположение гироскопа на самолете таково, что его внешняя ось *WW* вертикальна и параллельна оси самолета *YY*. Главная ось тироскопа *UU* горизонтальна и может иметь любое направление относительно меридиана. По принципу своего действия гироскоп является свободным, т. е. не имеет направляющей силы, корректирующей его вокруг оси *WW*.

Мы знаем, что свободный гироскоп сохраняет неизменным первоначальное направление главной оси в пространстве. Поэтому при поворотах самолета на другой курс главная ось гироскопа *UU* будет сохранять заданное направление, и изменение угла между осью гироскопа *UU* и плоскостью симметрии самолета укажет об изменении курса самолета.

Но нам также известно, что вследствие вращения земли гироскоп имеет кажущееся движение вокруг осей *VV* и *WW*. Угловая скорость кажущегося движения вокруг оси *WW* зависит от широты места и от наклона оси *UU* к горизонту.

Пользуясь формулой угловой скорости кажущегося движения, можно подсчитать величину отклонения оси гироскопа за данный период времени:

$$\omega_W = \omega_3 \sin \varphi \cos \beta,$$

где ω_3 — угловая скорость вращения земли, равная 360° за 24 часа или 1/4° в минуту;
φ — широта места;
β — наклон оси гироскопа к горизонту.

Если главная ось гироскопа UU горизонтальна, то $\beta = 0$ и $\cos \beta = 1$. В этом случае

$$\omega_W = \omega_3 \sin \varphi.$$

Например, на широте $\varphi = 60°$ $\omega_W = 0{,}25 \cdot 0{,}866 = 0{,}22°$ в минуту. Это составит за 15 мин. 3,3°.

Во избежание ошибки гирополукомпаса вследствие вращения земли гироскоп практически балансируют так, чтобы по возможности устранить кажущееся движение гироскопа вокруг оси WW.

Действительно, для некоторой широты φ можно было бы балансировкой скомпенсировать влияние вращения земли. Для этого нужно при помощи бокового противовеса настолько сместить центр тяжести гироскопа в сторону от центра, чтобы момент от этой несбалансированности вокруг оси VV вызвал прецессию гироскопа вокруг оси WW, равную и противоположную скорости кажущегося движения гироскопа вокруг этой оси.

По правилу прецессии (стр. 179) имеем:

$$\omega = \frac{m_{нб}}{I\Omega}^{*},$$

где ω — скорость прецессии;
$m_{нб}$ — момент от несбалансированности гироскопа;
$I\Omega$ — кинетический момент гироскопа.

Полагая $\omega = \omega_W$, имеем:

$$\frac{m_{нб}}{I\Omega} = \omega_3 \sin \varphi,$$

откуда

$$m_{нб} = I\Omega\omega_3 \sin \varphi.$$

Из этой формулы видно, что кажущееся движение гироскопа можно полностью скомпенсировать только на данной широте и при постоянных оборотах ротора.

Однако вращение земли не является главным фактором, создающим с течением времени ошибку в показаниях гирополукомпаса. Практически нельзя полностью устранить трение в подшипниках карданного подвеса и точно сместить центр тяжести гироскопа на нужную величину.

Если даже предположить, что балансировка полностью компенсирует кажущееся движение гироскопа, то уход гироскопа от первоначального направления вследствие трения все же велик. Практически момент трения в подшипниках удается получить не менее 0,3 *г/см*. Если бы этот момент действовал на гироскоп непрерывно в одну сторону вокруг оси VV, то скорость прецессии гироскопа вокруг оси WW при моменте инерции ротора $I = 0{,}7$ *г см сек²* и $n = 10\,000$ об/мин. ($\Omega = 1050$ рад/сек.) равнялась бы:

$$\omega = \frac{m_{тр}}{I\Omega} = \frac{0{,}3}{0{,}7 \cdot 1050} = 0{,}00041 \text{ рад/сек.} = 1{,}4° \text{ в минуту.}$$

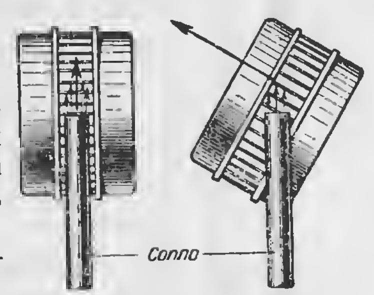
Это составит за 15 мин. 21°.

* Принимаем момент трения равным нулю.

Но практически в полете момент трения вокруг оси никогда не действует в одну сторону, а действует попеременно то в ту, то в другую сторону вследствие колебаний самолета вокруг осей XX и ZZ. В результате этого уход гироскопа может достигать максимум 3° за 15 мин.

Эта ошибка не имеет постоянной величины и направления вследствие непостоянства момента трения при изменении температуры, вибрации и т. п. Поэтому ошибку эту учесть заранее невозможно, и ее исправляют, периодически сличая показания гирополукомпаса с показаниями одного из компасов.

Гироскоп гирополукомпаса имеет специальную коррекцию, поддерживающую главную ось гироскопа UU под углом 90° к его оси WW. Необходимость такой коррекции вызывается тем, что гироскоп наиболее устойчив, когда угол между его осями равен 90°. Кроме того, при отсутствии такой коррекции гироскоп под влиянием трения в оси VV мог бы постепенно наклониться на большой угол и, дойдя до упора, вовсе отказать в работе.



Фиг. 193. Действие коррекции при наклонах гироскопа.

Эта коррекция устроена следующим образом (фиг. 193).

Сопло, разгоняющее ротор, помещено на внешней рамке гироскопа в плоскости VW. При наклоне главной оси гироскопа UU угол между этой осью и плоскостью VW делается не равным 90°. При этом струя из сопла начинает бить на одну из двух реборд (бортиков), помещенных по обе стороны лунок. Давление струи на реборду направлено перпендикулярно к ее поверхности и параллельно оси UU. Силу этого давления можно разложить по двум направлениям: параллельно оси WW и перпендикулярно к ней. Вторая составляющая и является направляющей силой, вызывающей прецессию гироскопа вокруг оси VV.

Конструкция гирополукомпаса (фиг. 194). Ротор *1* представляет собой массивный латунный диск с лунками по окружности и с двумя ребордами, посаженными по обе стороны лунок.

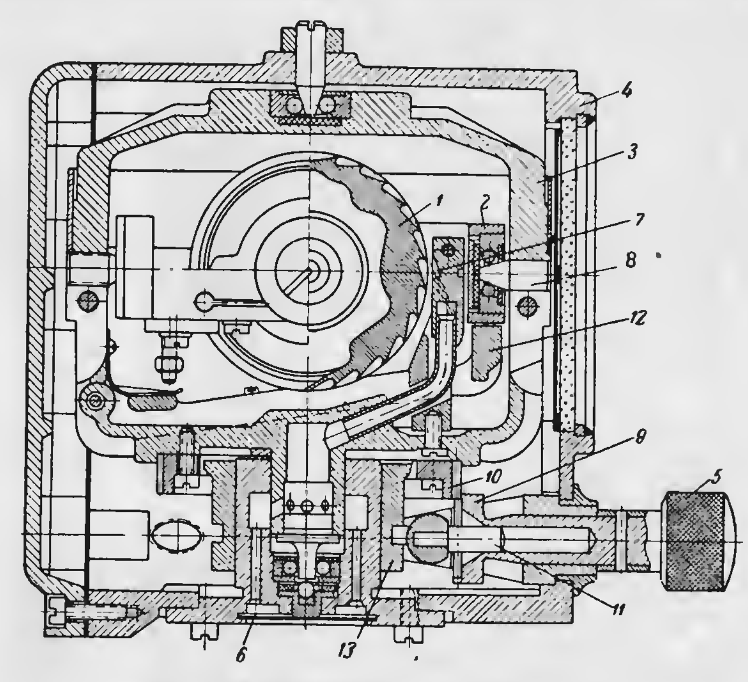
В ротор запрессована стальная ось с полированными конусами, входящими в шарикоподшипники. Момент инерции ротора около 0,7 *г см сек²*. Скорость вращения 10 000—12 000 об/мин.

Во внутренней рамке *2* укреплены шарикоподшипники ротора. Подшипники посажены в две латунные резьбовые пробки, подтягивая которые регулируют люфт в оси ротора. Пробки закрепляют зажимными винтами. Перпендикулярно к оси ротора в рамку посажено снаружи еще два подшипника, в которых рамка вместе с ротором может вращаться вокруг оси VV. Рамка имеет

нарезанный стержень с передвижным грузиком (гайкой) для балансировки гироскопа вокруг оси *VV*.

Во внешней рамке *3* укреплены два центра с полированными конусами, входящими в шарикоподшипники внутренней рамки. Подтягивая центры, можно регулировать люфт в оси гироскопа.

Для того чтобы рамка могла вращаться вокруг оси *WW*, снизу в рамку запрессована упорная ось, опирающаяся на шарик и направляемая шарикоподшипником, посаженным во фланец корпуса.



Фиг. 194. Конструкция гирополукомпаса.

1—ротор; *2*—внутренняя рамка; *3*—внешняя рамка; *4*—корпус; *5*—ручка арретира; *6*—фильтр; *7*—сопло; *8*—центр; *9* и *10*—шестерни арретира; *11*—штифт вилки; *12*—рычаг арретира; *13*—втулка арретира.

Сверху в рамку посажен подшипник, в который входит конический регулируемый центр из корпуса прибора. На рамке укреплена картушка (шкала) гирополукомпаса, представляющая собой кольцо с делениями снаружи.

Рамка несет на себе сопло, разгоняющее ротор.

Нижний фланец корпуса несет в себе упорный подшипник и фильтр (металлическую сетку).

Для уменьшения утечек воздуха при переходе его из фланца в рамку зазор между фланцем и цилиндрической частью рамки, входящей во фланец, делается минимальным.

На внешней рамке укреплен на оси стопорный рычаг *12* и цилиндрическая шестерня *10*. На фланец корпуса надето стопорное

кольцо, в кольцевую проточку которого входит вилка, качающаяся на оси в корпусе прибора. Ручка арретира *5* снабжена торцевой шестерней *9* и может двигаться поступательно и вращаться. При вдвижении ручки на штифт вилки *11* находит коническое отверстие торцевой шестерни, что вызывает поворот вилки в горизонтальное положение. При этом вилка поднимает стопорное кольцо, поворачивающее кверху стопорный рычаг. При подъеме стопорный рычаг упирается во внутреннюю рамку и тем самым запирает гироскоп. Одновременно торцевая шестерня сцепляется с цилиндрической шестерней, и поворот ручки вызывает поворот рамки *3* вместе с картушкой на нужное число градусов.

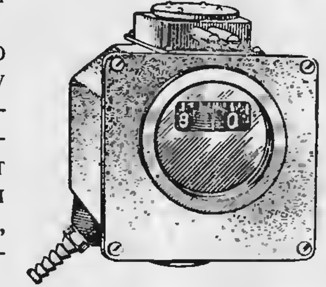
При вытягивании ручки гироскоп освобождается,

Корпус *4* спереди имеет круглое окно, закрытое стеклом. Под стеклом лежит рант с прямоугольным вырезом, через который видна картушка. Посредине выреза натянута курсовая черта для отсчета курса. Задняя крышка служит для сборки и разборки прибора. Для того чтобы была возможность питать прибор посредством отсоса, корпус делают герметичным и снабжают штуцером. В случае питания прибора подачей воздуха штуцером снабжают нижний фланец корпуса. Вес гирополукомпаса 1900 *г*.

40. ГИРОМАГНИТНЫЙ КОМПАС ГМК-2

Назначение. Гиромагнитный компас предназначен для определения и выдерживания курса при слепом полете и для выполнения разворотов при перемене курса. На лицевой стороне прибора, под стеклом, имеется прямоугольный вырез, в котором видна вертикальная картушка (шкала) для отсчета курса (фиг. 195).

Картушка имеет деления от 0 до 360°, нанесенные через 5° и оцифровку через 30°. Цифры соответствуют десяткам градусов, например, цифра 3 соответствует 30°, цифра 27 соответствует 270° и т. д. Отсчет курса производится против вертикальной курсовой черты, натянутой по середине прямоугольного выреза.



Фиг. 195. Гиромагнитный компас ГМК-2.

ГМК-2 является важным прибором для слепого полета, так как показания его безинерционны и не имеют запаздывания при отклонениях самолета от прямой[1]. Это значит, что при движении самолета вокруг его оси *YY* ГМК-2 мгновенно реагирует на появившийся угол и не имеет колебаний при наличии ускорений, сопровождающих полет.

Принцип действия. Действие гиромагнитного компаса основано на использовании свойств гироскопа с тремя степенями сво-

[1] Некоторое запаздывание имеется только при перемене курса (из-за изменения девиации).

боды, ось которого корректируется по направлению магнитного меридиана.

Расположение гироскопа на самолете таково, что его внешняя ось *WW* вертикальна и параллельна вертикальной оси самолета *YY*. Ось же вращения ротора *UU* горизонтальна и расположена в направлении север — юг. Ось гироскопа *VV* направлена с запада на восток.

Коррекция гироскопа осуществляется одновременно в двух направлениях: во-первых, главная ось гироскопа удерживается в плоскости магнитного меридиана при помощи магнитной стрелки, реагирующей на повороты гироскопа вокруг его оси *WW*; во-вторых, главная ось гироскопа удерживается в горизонтальной плоскости при помощи маятниковой коррекции, реагирующей на поворот гироскопа вокруг его оси *VV*.

Таким образом главная ось гироскопа *UU* независимо от положения самолета всегда направлена по линии пересечения плоскости горизонта и плоскости магнитного меридиана. Отсчитывая угол между осью гироскопа *UU* и плоскостью симметрии самолета, получаем магнитный курс самолета.

Для создания направляющей силы используется, как и в авиагоризонте, сила реакции струи воздуха.

Рассмотрим сначала работу коррекции, удерживающей ось гироскопа в плоскости магнитного меридиана (фиг. 196).

Чувствительным элементом этой коррекции является магнитная система, состоящая из двух параллельных магнитов *3*, укрепленных на вертикальной оси.

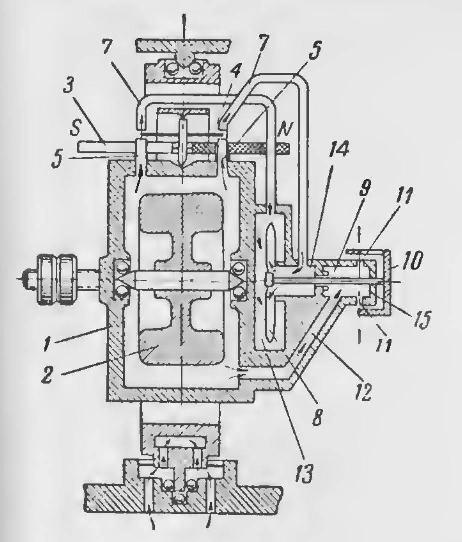
В отличие от маятниковой коррекции магнитная система не может непосредственно перерезать реактивную струю, так как момент магнитной стрелки весьма мал. Поэтому коррекция в гиромагнитном компасе должна быть предварительно усилена специальными устройствами.

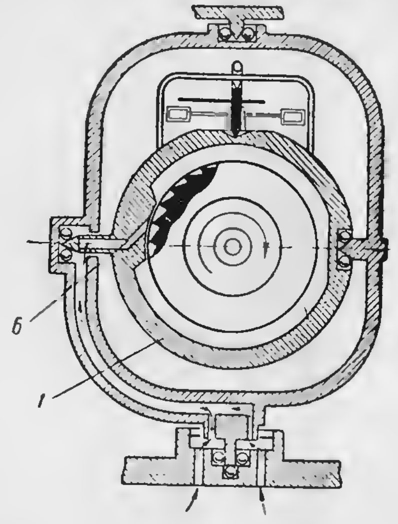
Вся коррекционная система помещается на внутренней рамке карданного подвеса, выполненной в виде герметичного кожуха *1*, внутри которого помещается ротор *2*.

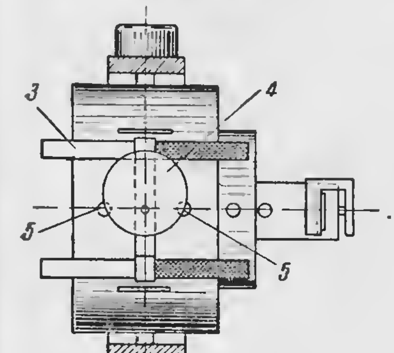
Магнитная система *3* свободно вращается на вертикальной оси и несет на себе эксцентриковую заслонку *4*, под которой находятся два воздушных сопла *5*, выходящих из кожуха *1*. Линия, соединяющая центры сопел, параллельна оси ротора. Когда магниты параллельны оси ротора, заслонка перекрывает сопла поровну. Ротор приводится в быстрое вращение (10 000—12 000 об/мин.) воздушной струей, вытекающей из сопла *6*.

Небольшая часть воздуха направляется из кожуха в два вертикальных сопла *5* и вытекает из них мимо эксцентрика *4* в виде двух слабых воздушных струй. Действие этих струй на эксцентрик весьма незначительно и не нарушает равновесия магнитной системы; поэтому можно считать ее свободной. Эти струи равны между собой, если магниты параллельны оси ротора, и изменяются при малейшем повороте эксцентрика.

Если ось направлена не по магнитному меридиану, то одно из сопел будет открыто эксцентриком больше другого, и, следовательно, более сильная струя воздуха будет выходить из более открытого сопла. Сами по себе эти струи малы, и их реакция не в состоянии оказать требуемого воздействия на гироскоп. Для преобразования их в направляющую силу служит пневматическое ре-







Фиг. 196. Принципиальная схема прибора ГМК-2.

1—корпус ротора; *2*—ротор; *3*—магниты; *4*—эксцентрик; *5*—сопла; *6*—разгонное сопло; *7*—приемные сопла; *8*—мембрана; *9*—ось мембраны; *10*—заслонка; *11*—реактивные отверстия; *12*—канал; *13* и *14*—герметичные камеры; *15*—воздушная камера.

ле, усиливающее разность давлений струй воздуха, выходящих из сопел *5*.

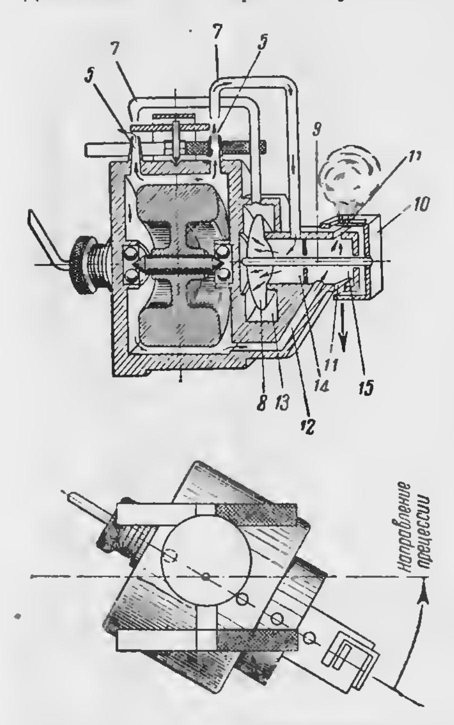
Для этой цели над соплами *5* размещено два встречных приемных сопла *7*, соединенных трубками с герметичными камерами *13* и *14*. Камеры разделены резиновой мембраной *8*, центр которой может поступательно перемещаться вместе с осью *9* и заслонкой *10*.

Приемные сопла *7* воспринимают давление струй воздуха, выходящих из кожуха гироскопа. Если одна струя сильнее, то под влиянием создавшейся разности давлений мембрана *8* передвинется в ту или в другую сторону.

Основная масса воздуха из кожуха *1* устремляется по каналу *12* в воздушную камеру *15*, из которой вытекает двумя сильными струями вверх и вниз через два щелевидных отверстия *11*.

Заслонка *10* проходит над этими отверстиями, причем перекрывает их пополам, если мембрана *8* находится в среднем положении. Если мембрана прогнулась вправо, то верхнее отверстие закрывается заслонкой, нижнее открывается; при передвижении мембраны влево открывается верхнее отверстие, а нижнее закрывается.

Итак, при отклонении северного конца оси гироскопа к востоку давление в камере *14* будет больше, чем в камере *13*, мембрана *8* передвинет влево заслонку *10*, нижнее отверстие *11* закроется, а верхнее откроется. Выходящая из верхнего отверстия *11* струя воздуха создает реактивную силу, направленную вниз, и прецессия гироскопа будет направлена к магнитному меридиану (фиг. 197).



Фиг 197. Действие коррекции, приводящей ось гироскопа в плоскость магнитного меридиана (см. фиг. 196).

Как только ось гироскопа совпадет с плоскостью меридиана, магниты будут параллельны оси ротора и давления в приемных соплах, а также в камерах *13* и *14* будут одинаковы, так как эксцентрик перекроет отверстия поровну. В этом случае мембрана и заслонка займут среднее положение, и прецессия гироскопа прекратится, так как реакции воздушных струй будут взаимно уравновешиваться.

Если по какой-либо причине северный конец оси гироскопа отклонится на запад, то весь механизм коррекции сработает в обратную сторону, и прецессия гироскопа будет снова возвращать его ось в плоскость магнитного меридиана.

При возникновении горизонтальных ускорений гироскоп будет сохранять с достаточной точностью направление по магнитному меридиану, несмотря на значительные колебания магнитной стрелки вправо и влево относительно магнитного меридиана. Это объясняется тем, что скорость прецессии гироскопа весьма мала — в среднем 0,2° в секунду. Период же качания магнитной стрелки можно принять равным 2 сек. Если даже стрелка имеет амплитуду колебания 5°, то за время одного периода гироскоп отклонится всего на 0,2°.

При виражах центробежные силы могут значительно отклонить магнитную стрелку в сторону от магнитного меридиана. Это вызовет прецессию гироскопа вокруг оси *WW*. Величина ошибки после

виража зависит от курса и угла разворота и может достигнуть 5—6°. Время возвращения гироскопа к меридиану после выхода самолета на прямой курс равно примерно длительности виража.

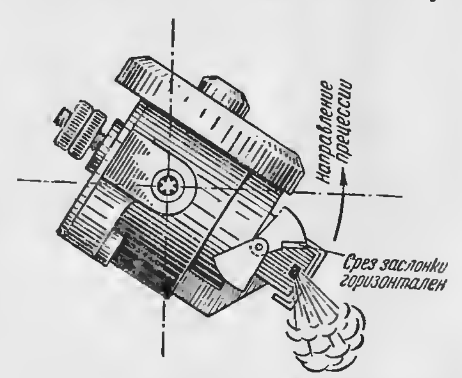
Гиромагнитный компас тем точнее, чем меньше трение в подшипниках карданного подвеса и чем точнее отбалансирован гироскоп.

Увеличение кинетического момента гироскопа также способствует повышению точности (уменьшается ошибка на вираже).

Повышение чувствительности системы коррекции способствует увеличению точности.

Рассмотрим работу коррекции, удерживающей ось гироскопа в плоскости горизонта.

Хотя для определения курса ось вращения гироскопа может иметь наклон относительно плоскости горизонта (лишь бы она находилась в плоскости магнитного меридиана), все же точность работы будет выше при горизонтальной оси гироскопа. Это объясняется, во-первых, тем, что гироскоп более устойчив в положении, когда угол между его осью вращения и вертикальной осью равен 90°, и, во-вторых, тем, что трение в оси магнитной системы имеет минимальное значение при вертикальном положении оси вращения магнитов. Кроме того, необходимость коррекции гироскопа по горизонту вызывается тем, что под влиянием трения в подшипниках и несбалансированности гироскоп может постепенно наклониться на такой угол, при котором прибор работать не может.



Фиг. 198. Действие коррекции, приводящей ось гироскопа в плоскость горизонта.

Горизонтальное направление оси гироскопа поддерживается маятниковой коррекцией, совершенно аналогичной по своему принципу коррекции авиагоризонта (фиг. 198).

Воздушная камера коррекции имеет, кроме двух вертикальных щелей, еще две горизонтальные, из которых выходят две струи: одна на запад, другая на восток.

Маятник подвешен на горизонтальной оси вместе с двумя заслонками, имеющими горизонтальные срезы.

При наклонах оси гироскопа относительно горизонта одна из заслонок открывает отверстие, другая его закрывает, вследствие чего появляется направляющая сила, под действием которой гироскоп возвращается прямо к горизонту.

Конструкция компаса ГМК-2. Конструкция прибора (фиг. 199) состоит из ряда узлов, отдельно собираемых и регулируемых для облегчения сборки.

Узел ротора состоит из герметичного кожуха *2*, являющегося внутренней рамкой карданового подвеса и несущего в себе латунный ротор *1*.

Момент инерции ротора равен около 1 *г см сек*².

Ротор посажен на стальную ось, вращающуюся в сферических шарикоподшипниках. Один подшипник запрессован в кожух *2*, другой посажен в резьбовую пробку, подтягиванием которой можно регулировать люфт в оси ротора. Вращение ротора осуществляется струей воздуха, бьющей из сопла на лунки ротора. Скорость вращения ротора 10 000—12 000 об/мин.

Кожух несет на себе всю систему коррекции, посредством которой ось вращения ротора удерживается в плоскости магнитного меридиана и в плоскости горизонта. Ротор вместе с кожухом и системой коррекции образует внутреннюю часть карданового подвеса, уравновешенную вокруг горизонтальной оси *VV*. Для этой цели в кожух *2* запрессована ось, входящая в шарикоподшипник, заключенный в рамке *11*. С другой стороны в кожух запрессован шарикоподшипник, в который входит боковой центр, скрепленный с рамкой *11*.

Магнитный узел укреплен на верхней части кожуха гироскопа и имеет магнитную систему, состоящую из двух параллельных магнитов *3*. Ось магнитной системы опирается нижним концом на корундовый подпятник и может вращаться вместе с магнитами в корундовых или рубиновых подшипниках.

На оси магнитной системы укреплена эксцентриковая заслонка *6*, под которой расположено два сопла *4*, запрессованных в основание магнитного узла. Над соплами расположены два приемных сопла *5*, соединенных резиновыми трубками с пневматическим реле.

Пневматическое реле укреплено на северной стенке кожуха гироскопа. В герметичной камере, расположена резиновая мембрана *8*. Одна резиновая трубка соединяет магнитный узел с камерой реле, а другая — с внутренней полостью мембраны. Корпус реле *7* имеет воздушную камеру, сообщающуюся посредством канала с кожухом ротора. В стенках камеры проделано четыре отверстия щелевидной формы: два по вертикали *10*, два по горизонтали. Через первую пару отверстий проходят реактивные струи, приводящие гироскоп к магнитному меридиану, через вторую пару отверстий проходят струи, приводящие гироскоп к горизонту.

Центр резиновой мембраны связан с осью, выпущенной наружу реле через корундовый или рубиновый подшипник.

На конце этой оси снаружи укреплена заслонка *9*, управляющая вертикальными струями воздуха, выходящими из отверстий *10*. При прогибе мембраны *8* ось с заслонкой *9* движется поступательно, закрывая одно из отверстий *10* и открывая другое.

Маятниковая коррекция смонтирована на узле пневматического реле. Сквозь корпус реле пропущена горизонтальная ось, к которой припаяны две маятниковые заслонки и противовес. Линия, проведенная через центр тяжести этой системы, и ее ось

располагаются по вертикали, причем срезы заслонок горизонтальны (см. фиг. 198).

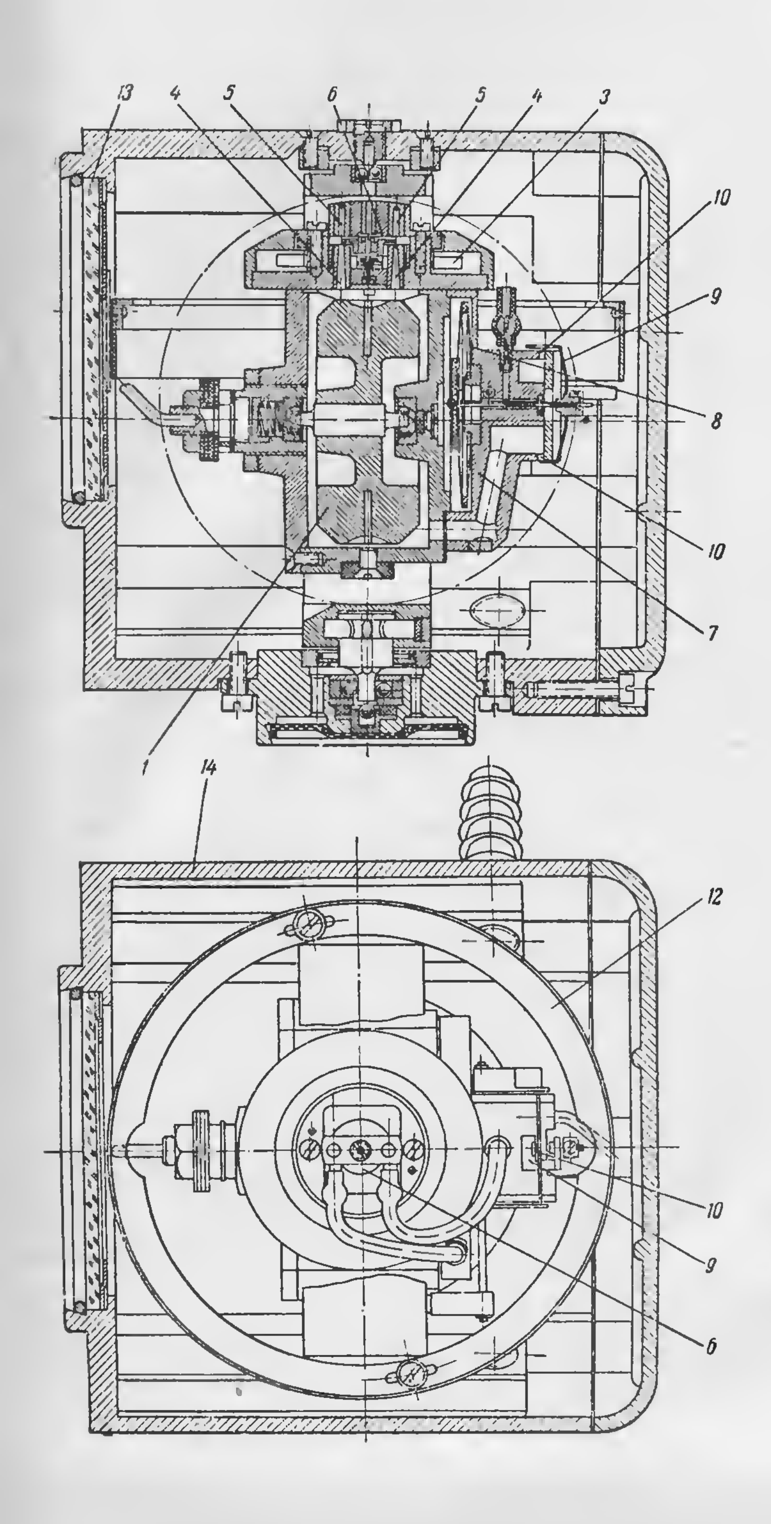
ризонтальной оси
ми механизмами.
нутри корпуса *14*
запрессована упор-
ось опирается в
шарикоподшип-
ики, можно регу-
ка *12*, по кото-

окно, закрытое
льным вырезом и
ора посредством
штуцером *15*.
а, который снаб-
тся от давления.
р, предназначен-
самолете.

нитного компаса
фиг. 196).
чтобы через него
ерепад давлений
перепад (свыше
тор приобретает
о подшипников.
здух устремляет-
тверстий вокруг
ь прибора через
бы при этом не
сажено уплотня-

падает в кожух
есь также уста-

, через которое
е вращение.
рибора через два
разность давле-
здух из кожуха
поступает в кор-
тной коррекции
ух, вытекающий
в помпу, или в
зависимости от



Фиг. 199. Конструкция компаса ГМК-2.

1—ротор; *2*—кожух ротора; *3*—магниты; *4*—сопла; *5*—приемные сопла; *6*—эксцентрик; *7*—кожух реле; *8*—резиновая мембрана; *9*—заслонка; *10*—реактивные отверстия; *11*—внешняя рамка; *12*—шкала; *13*—стекло; *14*—корпус; *15*—штуцер.

Узел ротора состоит из герметичного кожуха 2, являющегося внутренней рамкой карданового подвеса и несущего в себе
латунный ротор 1.
Момент инерции
Ротор посажен на
шарикоподшипниках.
гой посажен в резь
регулировать люфт
ся струей воздуха,
вращения ротора 10
Кожух несет на
торой ось вращения
меридиана и в пло
системой коррекции
веса, уравновешенн
цели в кожух 2 за
заключенный в рам
шарикоподшипник,
с рамкой 11.
Магнитный
роскопа и имеет м
лельных магнитов
концом на корунд
магнитами в корунд
На оси магнитн
ка 6, под которой
основание магнитно
ных сопла 5, соеди
реле.
Пневматич
кожуха гироскопа.
мембрана 8. Одна
камерой реле, а дру
реле 7 имеет возд
нала с кожухом р
верстия щелевидн
зонтали. Через пер
приводящие гирос
отверстий проходя
Центр резинов
жу реле через кор
На конце этой
вертикальными ст
При прогибе мемб
по, закрывая одно
Маятников
матического реле.
ось, к которой припаяны две
Линия, проведенная через центр тяжести этой системы, и ее ось

располагаются по вертикали, причем срезы заслонок горизонтальны (см. фиг. 198).

Рамка гироскопа 11 несет в себе на горизонтальной оси кожух 2 с ротором 1 и со всеми коррекционными механизмами. Вместе с ними рамка имеет свободу вращения внутри корпуса 14 вокруг вертикальной оси, для чего в рамку снизу впрессована упорная ось, а сверху — шарикоподшипник. Упорная ось опирается в корпусе прибора на упорный шарик и направляется шарикоподшипником. Верхний центр, входящий в подшипник рамки, можно регулировать. На рамке укреплена вертикальная картушка 12, по которой производится отсчет курса.

Корпус прибора спереди имеет круглое окно, закрытое стеклом 13. Под стеклом лежит рант с прямоугольным вырезом и курсовой чертой. Для возможности питания прибора посредством отсоса корпус делают герметичным и снабжают штуцером 15. Воздух входит через подшипник нижнего фланца, который снабжают штуцером в том случае, если прибор питается от давления.

На корпусе сверху крепят девиационный прибор, предназначенный для компенсации полукруговой девиации на самолете.

Вес прибора ГМК-2 2200 *г*.

Работа ГМК-2. Для уяснения работы гиромагнитного компаса ГМК-2 рассмотрим путь воздуха через прибор (см. фиг. 196).

Для нормальной работы прибора необходимо, чтобы через него проходило 40—60 *л* воздуха в минуту. Для этого перепад давлений должен быть не менее 80 *мм* рт. ст. Большой перепад (свыше 100 *мм* рт. ст.) также нежелателен, так как ротор приобретает слишком высокие обороты, что ускоряет износ его подшипников.

Под влиянием перепада давлений наружный воздух устремляется внутрь прибора через фильтр. Пройдя ряд отверстий вокруг подшипника, воздух переходит в подвижную часть прибора через пять отверстий в нижней оси рамки гироскопа. Чтобы при этом не получилось больших утечек, в нижнем фланце посажено уплотняющее кольцо (такое же, как в авиагоризонте).

Далее воздух протекает по каналу рамки и попадает в кожух гироскопа через пять отверстий в боковой оси. Здесь также установлено уплотняющее кольцо.

В кожухе гироскопа имеется воздушное сопло, через которое воздух попадает в кожух, приводя ротор в быстрое вращение.

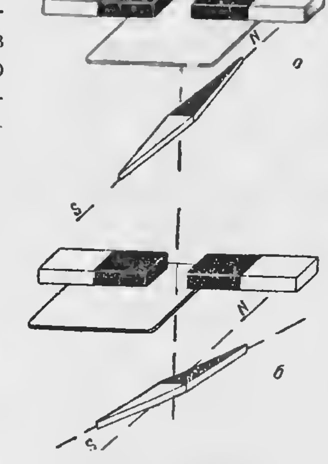
Из кожуха часть воздуха вытекает в корпус прибора через два малых сопла магнитного узла. Эти сопла создают разность давлений при перекрытии их эксцентриком. Остальной воздух из кожуха протекает через канал в камеру реле, откуда он поступает в корпус прибора через два реактивных отверстия магнитной коррекции и два отверстия маятниковой коррекции. Весь воздух, вытекающий в корпус прибора, далее попадает по трубопроводу в помпу, или в трубку Вентури, либо выбрасывается наружу, в зависимости от способа питания прибора.

Так же, как и авиагоризонт, прибор ГМК-2 должен иметь по возможности малые сопротивления для прохода воздуха в каналах, переходах, трубопроводах. Поэтому необходимо иметь трубопровод достаточного сечения, малой длины и следить за состоянием фильтра.

Девиация ГМК-2 и конструкция девиационного прибора. Поскольку чувствительным элементом коррекции прибора ГМК-2 является магнитная стрелка, то прибор так же подвержен девиации от стальных частей самолета, как и магнитный компас.

Для компенсации полукруговой девиации прибора ГМК-2 применяют девиационный прибор (фиг. 200), состоящий из четырех постоянных магнитов, расположенных в алюминиевом корпусе в виде креста с южными полюсами по концам. Одна пара магнитов параллельна продольной оси самолета, другая — перпендикулярна этой оси. Внутри корпуса девиационного прибора помещен экран из мягкого железа, через который замыкается магнитный поток, выходящий из полюсов магнитов. Экран можно перемещать вдоль продольной оси самолета вращением правого валика, имеющего винтовую нарезку. В поперечном направлении экран перемещают, вращая левый трибчатый валик. Если экран находится в среднем положении (фиг. 201, *а*), то магнитный поток каждого из магнитов замыкается через экран и никакого воздействия на магнитную стрелку не производит.

Фиг. 200. Девиационный прибор.



Фиг. 201. Действие девиационного прибора.

При смещении экрана из среднего положения (фиг. 201, *б*) магнитное поле одного из магнитов постепенно усиливается и отклоняет стрелку в сторону.

При устранении девиации искусственное магнитное поле подбирают, перемещая экран девиационного прибора. Так как направление суммарного компенсирующего поля заранее неизвестно, то компенсация производится отдельно по двум составляющим: вдоль самолета и поперек его, для этого экран имеет возможность перемещаться по двум направлениям.

Магнит действует на магнитную стрелку наиболее сильно, когда он перпендикулярен ее направлению. Поэтому на курсах N и S девиацию компенсируют поперечными магнитами, вращая левый валик, а на курсах E и W — продольными магнитами, вращая правый валик.

Устранение девиации прибора ГМК-2. Устранение девиации прибора ГМК-2 производится одновременно с устранением девиации магнитных компасов.

Площадка, на которую ставят самолет при устранении девиации, должна быть ровной и горизонтальной. Расстояние от площадки, до ближайших построек, а также до других самолетов должно быть не менее 100 *м*.

Для приведения прибора в действие при устранении девиации может быть использован любой насос, обеспечивающий разрежение 80 *мм* рт. ст. при длине соединительного трубопровода 6 *м*.

Из существующих приборов наиболее приемлема вакуумная помпа типа АК-4. Помпу монтируют на одной подставке с электромотором и снабжают бачком для смазки под давлением. Подставку устанавливают на колесах для удобства передвижения по аэродрому. Для электромотора к площадке подводят провода, включенные в сеть трехфазного электрического тока.

В случае отсутствия на аэродроме вакуумной помпы или электрического тока можно использовать в качестве источника вакуума автомашину, имеющую снегоочиститель.

Для этого нужно открыть с правой стороны крышку капота автомобиля и отвернуть трубку снегоочистителя вместе со штуцером. Затем завернуть в отверстие специальный штуцер (можно использовать стандартный штуцер от прибора ГМК-2 или авиагоризонта) и присоединить шланг, предназначенный для отсоса воздуха из прибора ГМК-2. Предварительно снимают со штуцера ГМК-2 трубопровод, ведущий к источнику вакуума на самолете.

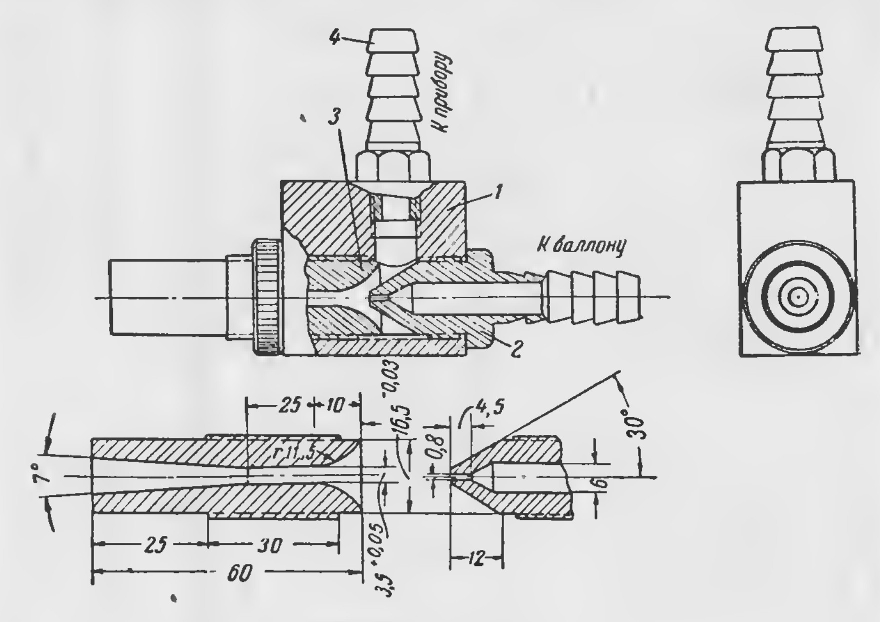
Для получения нормального разрежения у штуцера прибора ГМК-2 автомобильный мотор должен работать на минимальных оборотах. Величину разрежения нужно регулировать зажимом, установленным непосредственно на шланге, ведущем к прибору ГМК-2.

Вакуум при устранении девиации прибора ГМК-2 можно также получить при помощи баллона со сжатым воздухом. Воздух из баллона подается в специальное приспособление — эжектор, изображенный на фиг. 202. Струя воздуха из баллона под давлением 4—5 *ат* протекает с большой скоростью через сопло *2*, ввернутое в корпус *1* эжектора. Из камеры корпуса воздух вытекает наружу через сужающееся отверстие трубки *3*. При протекании воздуха с большой скоростью через узкое сечение трубки *3* создается разрежение, достаточное для того, чтобы привести в действие прибор ГМК-2. Воздух из прибора отсасывается через штуцер *4*. Разрежение регулируется передвижением трубки *3* по резьбе внутри корпуса *1* эжектора.

Баллон сжатого воздуха должен быть обязательно снабжен редуктором и манометром для регулирования давления воздуха, поступающего в эжектор, в пределах 4—5 *ат*.

Полностью заряженный баллон обеспечивает непрерывную работу прибора ГМК-2 в продолжение свыше 2 час. Эжектор может быть легко изготовлен своими силами по размерам, приведенным на фиг. 202.

Применение эжектора рекомендуется не только при устранении девиации прибора ГМК-2, но и для аэродромной проверки прибора



Фиг. 202. Эжектор.

ГМК-2, авиагоризонта и указателя поворота. Разрежение в этих случаях измеряется специальным вакуумманометром, включенным через тройник у штуцера прибора.

Если нет готового вакуумманометра, то его можно изготовить в лаборатории из указателя скорости, рассчитанного до 600 *км/час*. Для этого нужно снять стекло указателя скорости, наклеить на шкалу чистую бумагу и включить прибор параллельно со ртутным манометром.

Затем последовательно создавать в динамическом штуцере давление, равное 5, 10, 15 и т. д. до 150 *мм* рт. ст. Против каждого положения стрелки прибора нужно делать карандашом отметки. Если стрелка при давлениях свыше 100 *мм* рт. ст. пойдет на второй круг, то следует нанести деления на меньшем радиусе. По окончании тарировки закрыть стекло.

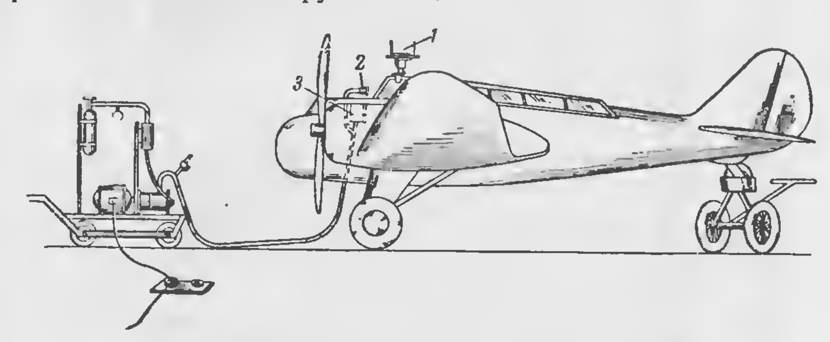
Разрежение указателем скорости измеряют через статический штуцер.

Если почему-либо вакуумманометр применить нельзя, то для измерения разрежения при устранении девиации можно воспользоваться ртутным манометром.

Для установки самолета в линию полета под костыльное колесо подставляют тележку; при этом допускается угол наклона самолета относительно горизонта не более 5° (фиг. 203).

Перед устранением девиации необходимо провести следующие подготовительные мероприятия:

1) установить на самолете на свои места все необходимое для нормального полета оборудование;



Фиг. 203. Устранение девиации прибора ГМК-2.
1—пеленгатор; *2*—вакуумметр; *3*—ГМК-2.

2) подвижное оборудование, изменяющее свое положение в полете (пулеметы и т. п.), установить в каком-нибудь одном положении, которое и зафиксировать тонкими линиями масляной краской на движущихся предметах и на их установках;

3) занести в протокол количество оборудования, его расположение и номера;

4) законтрить рули управления в нейтральном положении;

5) установить оба валика девиационного прибора в нейтральное положение; для этого определить угол поворота левого валика и количество оборотов правого при вращении их от упора до упора; поставить их в среднее положение.

Девиацию прибора ГМК-2 устраняют так же, как у магнитных компасов. Для этого необходимо проделать следующие операции:

1) за 5 мин. до начала устранения девиациии включить разрежение у прибора ГМК-2 и отрегулировать его до 80 *мм* рт. ст. (по вакуумманометру); такое разрежение должно поддерживаться в течение всего времени устранения девиации;

2) установить самолет на магнитный курс при помощи девиационного пеленгатора согласно руководству по устранению девиации магнитных компасов;

3) установить самолет на курс N (0°) и, вращая левый валик девиационного прибора (с надписью N—S), довести показание прибора ГМК-2 до 0°;

4) когда показание ГМК-2 установилось, развернуть самолет на курс Е (90°) и, вращая правый валик девиационного прибора (с надписью Е—W), довести показание прибора ГМК-2 до 90°;

5) когда показание прибора ГМК-2 установилось, развернуть самолет на курс S (180°); выждать, пока показание прибора ГМК-2 установится, отсчитать девиацию прибора на этом курсе и, вращая левый валик девиационного прибора (с надписью N—S), уменьшить величину девиации наполовину;

6) когда показание прибора установилось, развернуть самолет на курс *W* (270°), выждать, пока показание прибора ГМК-2 установится, отсчитать девиацию прибора на этом курсе и, вращая правый валик девиационного прибора (с надписью Е—W), уменьшить величину девиации наполовину;

7) когда показание прибора установилось, записать величину остаточной девиации в протокол.

В дальнейшем разворачивать самолет последовательно на курсы 315, 0, 45, 90, 135, 180, 225°, записывая на каждом из этих курсов величину остаточной девиации при установившихся показаниях прибора.

По полученным значениям остаточной девиации строят график поправок.

По окончании всех работ нужно соединить прибор ГМК-2 с трубопроводом, ведущим к источнику вакуума на самолете, в соответствии с монтажной схемой. Валики девиационного прибора необходимо закрыть предохранительным колпачком, в который предварительно налить немного эмалита или шеллака.

41. МОНТАЖ ГИРОСКОПИЧЕСКИХ ПРИБОРОВ НА САМОЛЕТЕ

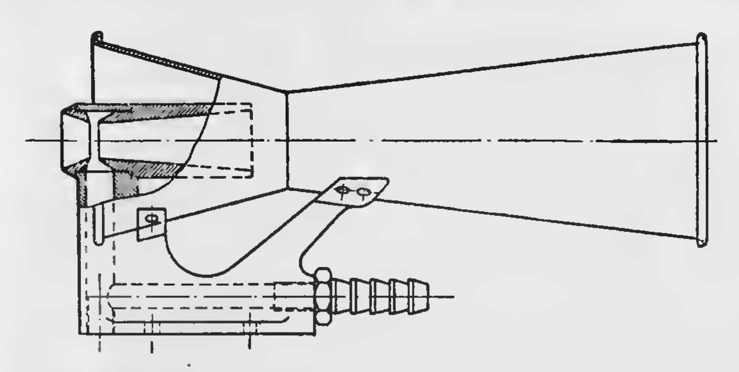
Источники питания. При монтаже гироскопических приборов на самолет весьма важно обеспечить определенное разрежение для приведения приборов в действие.

Для авиагоризонта и ГМК-2 потребное разрежение составляет от 80 до 100 *мм* рт. ст., а для указателя поворота 40—50 *мм* рт. ст. Если разрежение получается ниже указанных пределов, то гироскоп приобретает недостаточно высокую скорость вращения, и прибор дает неточные показания или совсем не работает. Если разрежение слишком высокое, то ротор приобретает чрезмерные обороты, что приводит к ускоренному износу подшипников и, следовательно, уменьшает срок службы прибора.

Разрежение в корпусе гироприборов зависит от типа и мощности источника питания, от режима полета (скорость и высота) и от потерь в соединительном трубопроводе.

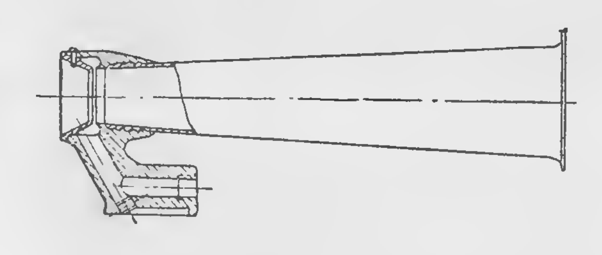
Режим полета может изменяться в широких пределах, которые зависят от типа самолета. Поэтому источник питания выбирают, исходя из летных свойств данного самолета, по диапазону скорости и высоты. Источник питания должен обеспечивать указанный выше минимум разрежения при наиболее неблагоприятном режиме полета. Для того чтобы при других режимах не получалось излишка разрежения, применяют редукционные клапаны, ограничивающие повышение разрежения.

Трубка Вентури. Наиболее старый способ получать разрежение для питания гироприборов — это отсос воздуха при помощи



Фиг. 204. Трубка Вентури для приборов АГ, ГМК-2, ГПК.

трубки Вентури (фиг. 204 и 205), устанавливаемой снаружи самолета в потоке воздуха. При протекании воздуха с большой скоростью через трубку Вентури в ее узком сечении создается раз-





Фиг. 205. Трубка Вентури для питания указателя поворота.

режение, которое тем больше, чем больше скорость воздушного потока.

Узкое сечение трубки Вентури сообщается трубопроводом с гироприбором, благодаря чему в приборе создается вакуум. Если бы из прибора в трубку Вентури не поступал воздух (например

при пережиме трубопровода), то разность между внешним статическим давлением и давлением в узком сечении трубки Вентури равнялась бы:

$$\Delta p = K\frac{\rho v^2}{2},$$

где Δp — разность давлений, *мм* вод. ст.;
v — скорость потока, *м/сек*;
ρ — плотность воздуха, *кг сек²/м⁴*;
K — коэфициент трубки Вентури.

Трубка Вентури указателя поворота имеет коэфициент от 5 до 7,5. Для трубки авиагоризонта и ГМК-2 коэфициент равен от 16 до 22, что достигается устройством дополнительных конусов, увеличивающих скорость потока в узком сечении трубки.

Притекание воздуха от прибора к трубке Вентури снижает разрежение, создаваемое трубкой тем больше, чем больший расход воздуха имеет прибор. Поэтому при негерметичности прибора или соединительного трубопровода разрежение может сильно падать.

Потери в трубопроводах. Помимо того, что разрежение снижается вследствие расхода воздуха, еще больше влияет на величину разрежения в приборе сопротивление соединительного трубопровода. При большой длине и малом сечении трубопровода воздух, проходящий по трубопроводу, создает перепад давлений на концах этого трубопровода, вследствие чего разрежение, измеренное у штуцера прибора, значительно ниже, чем разрежение в узком сечении трубки Вентури.

Потеря давления в трубопроводах выражается следующей формулой:

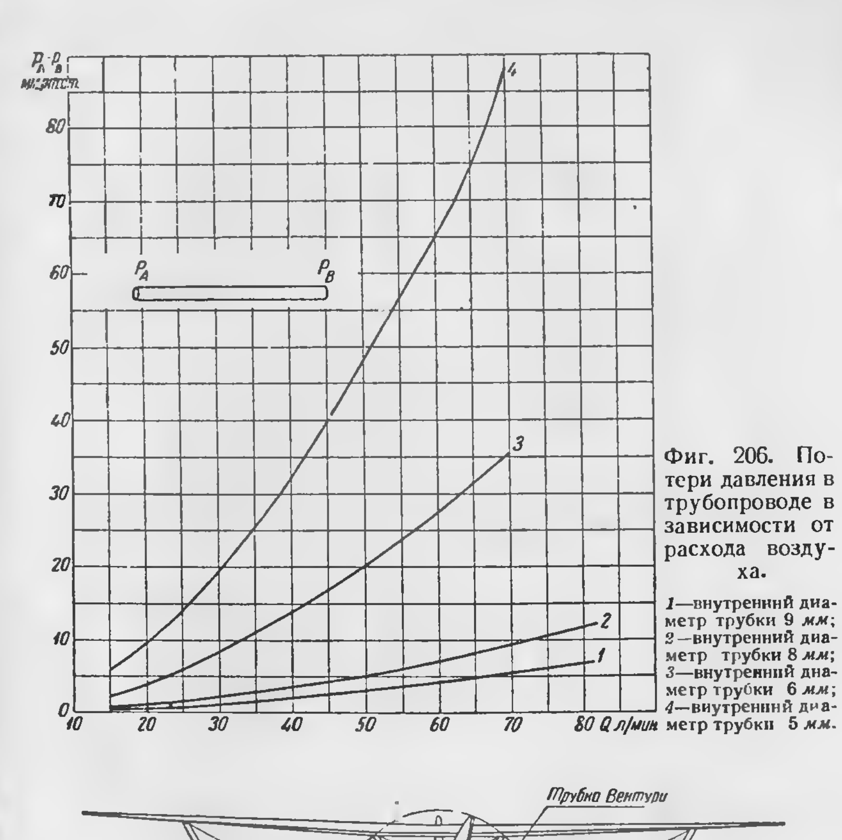
$$p_A - p_B = \frac{\rho v^2 l}{d}\cdot\left(0{,}0036 + \frac{0{,}305}{Re^{0,35}}\right),$$

где p_A, p_B — давления в крайних сечениях трубопровода, *мм* вод. ст.;
l — длина трубопровода, *м*;
d — внутренний диаметр трубопровода, *м*;
ρ — плотность воздуха, *кг сек²/м⁴*;
v — скорость воздуха, *м/сек*;
Re — число Рейнольдса, равное $\frac{vd}{\nu}$;

Здесь ν — кинематическая вязкость воздуха, равная при давлении 760 *мм* рт. ст. и температуре 15° 0,144 *см²/сек*.

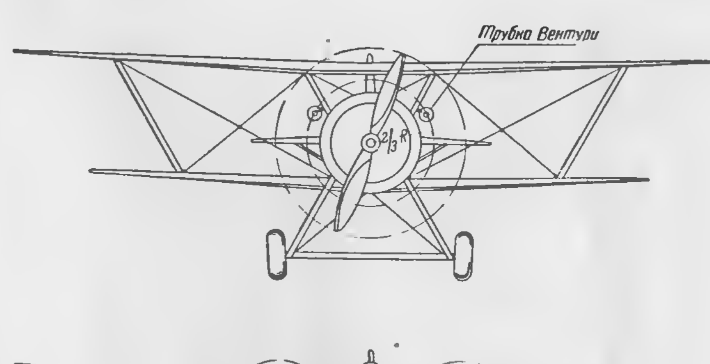
На фиг. 206 представлены кривые зависимости перепада давлений на единицу длины трубопровода разных сечений в зависимости от расхода воздуха. Расход воздуха при нормальном разрежении у приборов АГ и ГМК-2 составляет от 45 до 60 *л/мин*, для указателя поворота 18—20 *л/мин*.

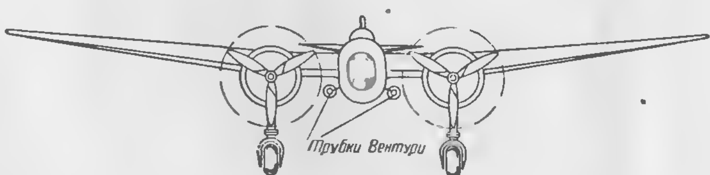
Приведенные кривые показывают, насколько важно иметь достаточно большое сечение трубопровода и возможно меньшую его длину.



Фиг. 206. Потери давления в трубопроводе в зависимости от расхода воздуха.

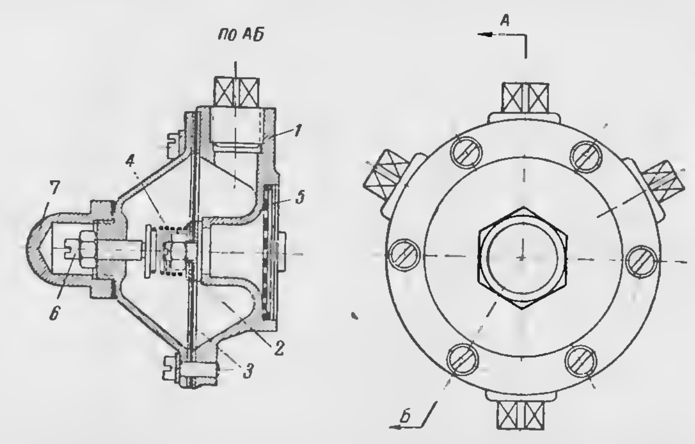
1—внутренний диаметр трубки 9 *мм*; 2—внутренний диаметр трубки 8 *мм*; 3—внутренний диаметр трубки 6 *мм*; 4—внутренний диаметр трубки 5 *мм*.





Фиг. 207. Расположение трубки Вентури на самолете.

Установка трубки Вентури на самолет. Разрежение, создаваемое трубкой Вентури, зависит от места ее установки. При уста-



Фиг. 208. Редукционный клапан для гироскопических приборов.

1—корпус; *2*—клапан; *3*—кожаная мембрана; *4*—пружина; *5*—фильтр; *6*—регулировочный винт; *7*—колпачок.

новке ее в струе винта разрежение значительно возрастает, причем, как показали исследования, наибольшее разрежение получается при установке трубки на уровне $^2/_3$ радиуса винта (фиг. 207). Такое расположение применяется обычно на одномоторных самолетах.

На двух- и четырехмоторных самолетах трубки Вентури обычно устанавливают на фюзеляже (фиг. 207), так как установка трубки в струе винта потребовала бы длинного трубопровода.

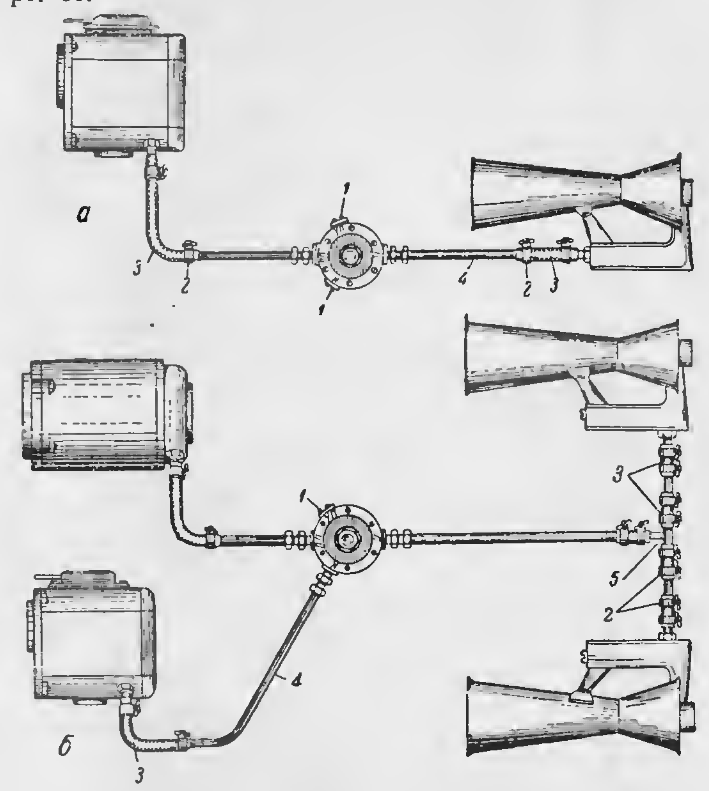
Перед установкой трубок Вентури для АГ и ГМК-2 на новый тип самолета следует по специальным таблицам проверить пределы разрежения при минимальной и максимальной горизонтальной скорости полета. Если нижний предел меньше 80 *мм* рт. ст., то сечение трубопровода должно быть увеличено, но практически на современных самолетах трубки Вентури обеспечивают этот предел с большим запасом. Если верхний предел разрежения выше, чем

Фиг. 209. Редукционный клапан для указателя поворота.

1—корпус; *2*—отверстие под фитинг; *3*—штуцер; *4*—сопло клапана; *5*—регулировочный винт; *6*—крышка; *7*—сетка (фильтр); *8*—зажимное кольцо; *9*—направляющая шпилька; *10*—седло клапана; *11*—прокладка; *12*—пружина; *13*—чашка; *14*—контргайка.

100 *мм* рт. ст., то применяют редукционный клапан (фиг. 208), поддерживающий разрежение не свыше этого предела.

На фиг. 209 изображен редукционный клапан для указателя поворота, работающего с малой трубкой Вентури. Допустимые пределы разрежения для указателя поворота равны от 40 до 60 *мм* рт. ст.



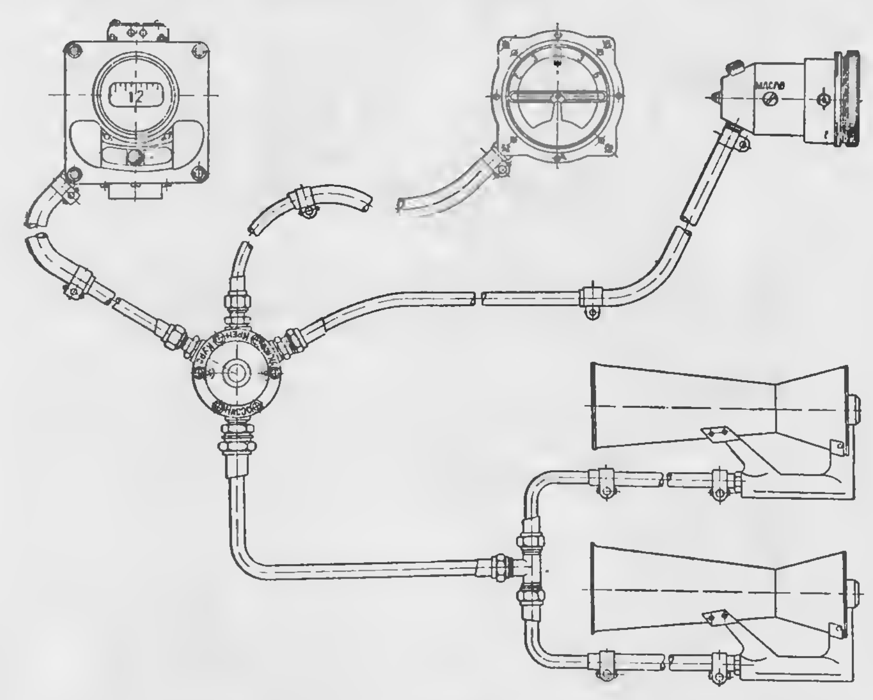
Фиг. 210. Схема соединения гироскопических приборов с трубкой Вентури.

1—заглушка; *2*—хомутик; *3*—дюритовый шланг; *4*—алюминиевый трубопровод; *5*—тройник.

Влияние высоты. Разрежение, создаваемое трубкой Вентури, пропорционально скоростному напору, т. е. выражению $\rho\frac{v^2}{2}$. Минимальная скорость полета, при которой обеспечивается достаточная подъемная сила, пропорциональна также скоростному напору. Поэтому при минимальной скорости полета на любой высоте разрежение, создаваемое трубкой Вентури, должно сохраняться постоянным. Однако с увеличением высоты, т. е. при снижении плотности воздуха, разрежение все же снижается за счет некоторого уменьшения коэфициента *K* трубки. Ухудшение в работе гироприборов на высоте следует объяснить не снижением разрежения, а увеличением вязкости смазки при низкой температуре, что

повышает трение в подшипниках приборов, в результате чего снижаются обороты ротора.

При использовании трубок Вентури в качестве источника питания монтаж АГ и ГМК производится по одной из схем, изображенных на фиг. 210. Вторая схема дает экономию в одном редукционном клапане, но несколько менее надежна, так как при засорении или обледенении одной из трубок или при порче клапана оба прибора дают ошибочные показания.



Фиг. 211. Схема соединения трех приборов с двумя трубками Вентури.

Указатель поворота обычно включается по схеме, аналогичной фиг. 210, *а*, но с малой трубкой Вентури и со своим клапаном. Если в схеме фиг. 210, *б* имеется избыток разрежения, то можно приключить указатель поворота к общему редукционному клапану (фиг. 211). При этом штуцер редукционного клапана, соединяющийся с указателем поворота, имеет калиброванную диафрагму для снижения разрежения до 50 *мм* рт. ст.

Питание гироприборов от трубок Вентури, несмотря на свою простоту, в настоящее время вытеснено другими способами. Трубки Вентури появились еще тогда, когда скорость самолетов была невелика (100—150 *км/час*) и число гироприборов на самолете было не более одного-двух, но по мере увеличения скорости самолетов и увеличения числа гироприборов на них наличие нескольких трубок Вентури создает настолько большое лобовое со-

противление, что от них стали отказываться в пользу специальных вакуумных помп, приводимых в движение мотором самолета.

В табл. 1 приведены значения потерь мощности идущих на преодоление лобового сопротивления трубок Вентури при разной скорости полета.

Таблица 1

Потеря мощности на преодоление лобового сопротивления трубок Вентури

(в *л. с.*)

Размер трубки \ Скорость *км/час*	100	200	300	400
Большая трубка	0,1	1,4	4,3	8,6
Малая трубка	—	0,4	1,1	2,4

Трубки Вентури еще применяют на одноместных самолетах для указателя поворота, так как здесь установка вакуумной помпы нецелесообразна.

Вакуумная помпа типа АК-4 представляет собой насос коловратного типа и крепится на специальном приводе мотора самолета.

Помпа имеет специальную систему смазки под давлением, использующую масляную систему мотора.

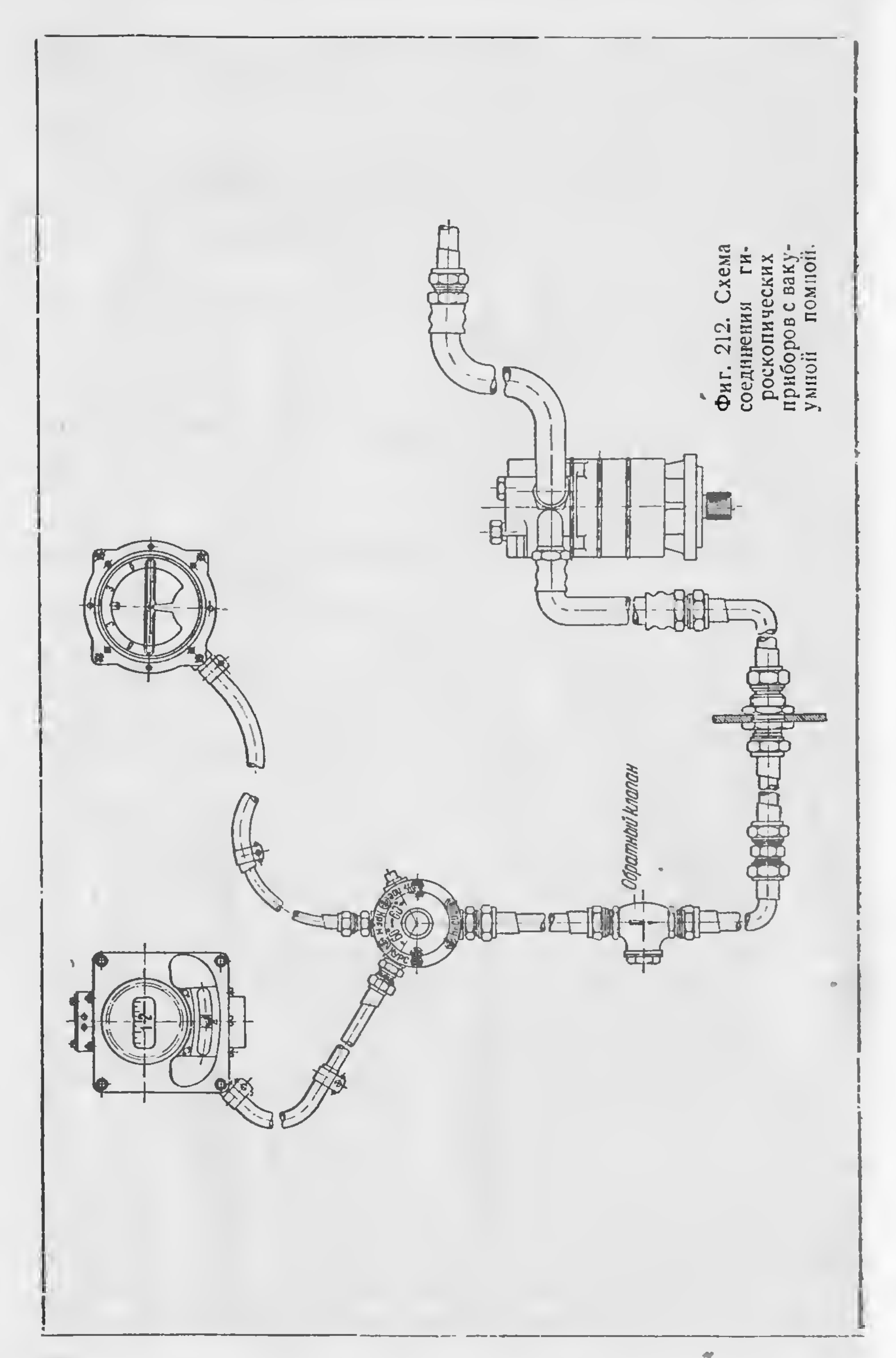
Вакуумная помпа типа АК-4 может обеспечить питание АГ и ГМК-2 на высоте до 10 *км*. При этом мощность, затрачиваемая на ее вращение со скоростью 2200 об/мин., равна 0,6—1,0 *л. с.*, в то время как две трубки Вентури для приведения в действие тех же АГ и ГМК-2 потребовали бы при скорости 400 *км/час* около 17 *л. с.*

В схему соединения гироприборов с вакуумной помпой (фиг. 212), кроме редукционного клапана, включается также специальный обратный клапан, предохраняющий приборы от возникновения давления в приборах при обратном вращении винта (при запуске или остановке мотора).

Указатель поворота, даже и при наличии вакуумной помпы, питается от своей трубки Вентури, так как, во-первых, на больших высотах помпа не обеспечивает работы трех приборов, а во-вторых, отдельное питание указателя поворота более надежно (на случай отказа вакуумной помпы).

При использовании для питания вакуумной помпы выбор трубопровода достаточного сечения не менее важен, чем при трубке Вентури, и все соображения, приведенные выше относительно потерь в соединительном трубопроводе, остаются здесь в силе.

Питание от наддува. Новейшим способом питания гироприборов, находящим все больше применения, является питание от наддува мотора. В этом случае необходимый поток воздуха через прибор обеспечивается не отсосом воздуха из корпуса прибора, а нагнетанием воздуха, что дает возможность использовать избыток давления, создаваемый нагнетателем авиационного мотора. Этот



Фиг. 212. Схема соединения гироскопических приборов с вакуумной помпой.

способ питания имеет ряд особенностей. Для того чтобы поток воздуха двигался через прибор в нужном направлении, приборы снабжают дополнительным штуцером, герметично укрепленным в том месте прибора, где обычно находится сетка фильтра.

Так как давление наддува $p_к$ поддерживается постоянным до некоторой высоты, а внешнее давление уменьшается с высотой, то разность давлений, создающая поток воздуха через гироскопические приборы, растет с увеличением высоты.

Это обеспечивает достаточное давление для питания гироприборов во всех случаях полета. Чтобы при некоторых режимах полета в приборах не получалось слишком большого давления, применяют так называемый *манодетандер*, поддерживающий перепад давления не свыше 100 *мм* рт. ст.

На некоторых двигателях нагнетатель устанавливают между карбюратором и цилиндрами авиационного мотора. В этом случае нагнетатель сжимает уже не воздух, а приготовленную карбюратором смесь воздуха с парами бензина.

При питании гироприборов от моторов с такой системой наддува, кроме манодетандера, устанавливают специальный фильтр, очищающий воздух, поступающий в приборы, от паров бензина.

По простоте и надежности питание гироприборов от наддува является наиболее удачным, в особенности при расположении нагнетателя до карбюратора.

Питание от всасывающего патрубка мотора самолета. Были попытки использовать разрежение, создающееся во всасывающем патрубке мотора самолета, для приведения в действие гироприборов. Однако этот способ не нашел применения по той причине, что разрежение во всасывающем патрубке значительно уменьшается с увеличением оборотов мотора, а при нормальных оборотах не обеспечивается потребный минимум разрежения (80 *мм* рт. ст.).

Установка гироприборов на доске. Приборы АГ, ГМК-2 и указатель поворота располагают на доске в соответствии с соображениями, приведенными выше (стр. 19, 20).

Особые требования предъявляются к месту для установки ГМК-2 с точки зрения девиации, т. е. влияния стальных частей самолета и оборудования на показания прибора. Прибор ГМК-2 по возможности удаляют от стальных деталей, а также от электроприборов, создающих собственное магнитное поле.

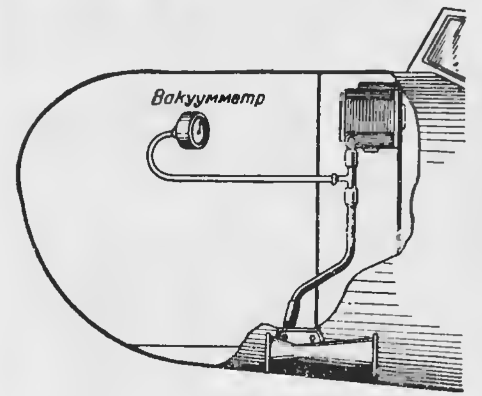
В конструкции приборной доски и крепежных деталей сталь должна по возможности отсутствовать. Электроприборы с постоянными магнитами (электротахометры, термометры, вольтметры) снабжаются экранами, ослабляющими действие магнитных полей на ГМК-2. Экран представляет собой кожух из мягкого железа, укрепленный на корпусе прибора.

Максимальная девиация прибора ГМК-2 до ее компенсации не должна превышать 20—25°. Иначе девиационный прибор ГМК-2 не обеспечит нормальной компенсации девиации.

При установке гироприборов на приборную доску шкалы приборов должны быть перпендикулярны к продольной оси самолета и не должны иметь поперечных наклонов.

Для обеспечения этих условий гироприборы проверяют при установке самолета в линию полета. При этом авиагоризонт, приведенный в действие, не должен показывать ни продольного ни поперечного крена, а шарик указателя скольжения должен находиться точно на нуле.

АГ и ГМК-2 крепят на доске при помощи винтов с самотормозящими гайками.



Фиг. 213. Схема измерения разрежения.

На самолетах, где приборная доска не перпендикулярна к продольной оси самолета, между гироприборами и прибордной доской устанавливают клинообразную прокладку с таким расчетом, чтобы передняя стенка прибора была вертикальна при горизонтальном полете самолета.

Приборы соединяют с трубопроводом дюритовым шлангом, внутренний диаметр которого для АГ и ГМК-2 равен 9 *мм*, а для указателя поворота 7 *мм* при длине 200—300 *мм*.

Дюритовый шланг закрепляют при помощи хомутиков.

Проверка разрежения в гироприборах. Если приборы питаются от трубки Вентури, то разрежение у гироскопических приборов проверяют в полете.

Перед полетом нужно включить вакуумметр у штуцера прибора по схеме, изображенной на фиг. 213. Вакуумметр следует установить в кабине летчика или вынести в кабину штурмана.

Испытание производят на высоте 500—1000 *м*. После того как набрана высота, самолет переводят в горизонтальный полет и записывают показания вакуумметра на минимальной, крейсерской и максимальной скоростях, выдерживая самолет на каждой скорости в течение 1—2 мин. При этом разрежение должно уложиться в пределы 80—100 *мм* рт. ст. В противном случае испытание в воздухе нужно прекратить и проверить герметичность соединений, исправность трубопровода, герметичность прибора и редукционного клапана (если он установлен) и осмотреть трубку Вентури.

Если при этом не обнаружится никаких дефектов, то причину недостаточности разрежения нужно искать либо в неправильном расположении трубки Вентури, либо в недостаточном сечении трубопровода. В этом случае следует перенести трубку Вентури в струю винта (если она расположена вне ее) и одновременно увеличить внутренний диаметр трубопровода.

При разрежении, выходящем за верхний предел 100 *мм* рт. ст., проверяют, не засорен ли фильтр прибора. Если при этом не будет обнаружено недостатков, то причину нужно искать в неправильном регулировании редукционного клапана. Если редукционный клапан не включен в трубопровод, то следует это сделать.

Если приборы питаются от помпы АК-4 или от наддува, то разрежение или давление может быть проверено на земле при работающем моторе самолета. Вакуумметр включают, как и в случае с трубкой Вентури, у штуцера прибора (см. фиг. 213), причем, если питание производится от наддува, то давление подается в динамический штуцер вакуумметра.

Измерение производится при оборотах мотора, соответствующих минимальной и максимальной скорости полета.

Если разрежение (давление) не укладывается в пределы 80—100 *мм* рт. ст., то производят те же операции, что и при трубке Вентури.

ГЛАВА ШЕСТАЯ

МЕХАНИЧЕСКИЕ ПРИБОРЫ

42. МЕХАНИЧЕСКИЙ БЕНЗИНОМЕР ПОПЛАВКОВОГО ТИПА

Назначение и принцип действия. Для определения количества горючего в баках легких и учебных самолетов служит механический бензиномер поплавкового типа.

Основой механического бензиномера является свободно плавающий на поверхности горючего поплавок и механическая система, служащая для определения положения поплавка. Механическая система связана со стрелкой указателя прибора, располагаемого на щитке пилота.

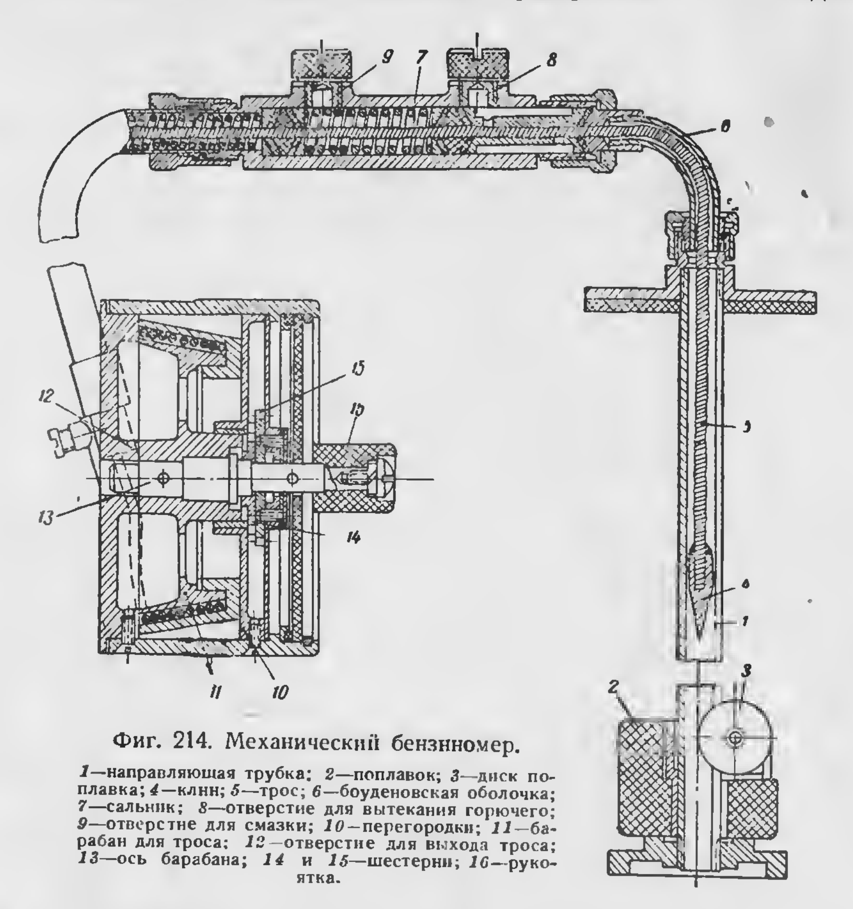
Конструкция поплавкового бензиномера. Механический бензиномер состоит из трех основных частей: датчика, указателя и гибкой передачи (фиг. 214).

Датчик состоит из цилиндрической трубки *1*, по которой может двигаться поплавок *2*. Цилиндрическая трубка имеет продольную прорезь, в которую входит диск *3*, укрепленный на поплавке. В дне трубки имеются отверстия, по которым жидкость попадает внутрь трубки. Через верхнее отверстие трубки входит трос от указателя.

Гибкая передача состоит из боуденовского троса в кембриковой трубке. На одном конце троса *5* напаян клин *4*, другой же конец при помощи специальной муфточки связан с барабаном указателя. Трос защищен от механических повреждений боуденовской оболочкой *6*, являющейся одновременно и направляющей для троса. Боуденовская оболочка защищена снаружи кембриковой трубкой. Для защиты боуденовской оболочки троса от попадания бензина служит сальник *7*.

В корпусе сальника имеются кожаная и пробковая прокладки и два отверстия, закрытые пробками. Отверстие *8* служит для вытекания горючего из боуденовской оболочки, могущего попасть туда при кренах, или других эволюциях самолета. Отверстие *9* служит для наполнения сальника консистентным составом смазки.

Указатель помещен в стандартном алюминиевом корпусе диаметром 60 *мм*. Корпус разделен перегородкой *10*. В задней



Фиг. 214. Механический бензиномер.

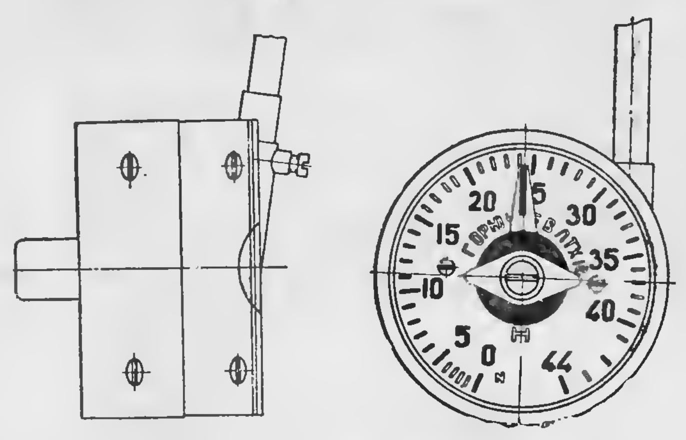
1—направляющая трубка; *2*—поплавок; *3*—диск поплавка; *4*—клин; *5*—трос; *6*—боуденовская оболочка; *7*—сальник; *8*—отверстие для вытекания горючего; *9*—отверстие для смазки; *10*—перегородки; *11*—барабан для троса; *12*—отверстие для выхода троса; *13*—ось барабана; *14* и *15*—шестерни; *16*—рукоятка.

части корпуса расположен барабан *11*, в жолоб которого наматывается трос *5*. Трос этот имеет выход из корпуса через отверстие *12*. На оси *13* барабана жестко насажена шестерня *14*, связанная через пару сменных шестерен с шестерней *15*, свободно сидящей на оси барабана и жестко связанной со стрелкой (фиг. 215). Конец оси барабана через отверстие в стекле выходит наружу и имеет рукоятку *16*, вращая которую, поворачивают барабан и приводят в движение передаточный механизм.

В приборах, предназначенных для различных типов самолетов (и следовательно, для баков различного размера и конфигурации), ставят передаточные шестерни в указателе с таким расчетом, чтобы полный поворот стрелки соответствовал перемещению клина в трубе от верхнего положения поплавка до нижнего.

При вращении рукоятки клин, двигаясь вниз по трубке, встречается с поплавком и заклинивается между диском поплавка и стенкой трубки. Тогда вращение рукоятки прекращается. Так как вместе с рукояткой вращается и стрелка, то по ее положению на шкале определяют количество горючего, оставшееся в баке.

Шкала прибора отградуирована в килограммах или литрах горючего. Шкалу прибора градуируют по баку данного типа самолета в зависимости от его емкости и конфигурации. Шкала прибо-



Фиг. 215. Указатель бензиномера.

ра черная. Деления и цифры на шкале, а также конец стрелки покрыты светящейся массой.

Кроме того, на шкале прибора имеется надпись, указывающая, для какого самолета и для какого бака предназначен этот прибор.

Ошибка прибора при изменении температуры от +25 до —60° не превышает 3% емкости бака.

Вес прибора около 1000 *г*.

Монтаж бензиномера. Перед установкой бензиномера на самолет следует убедиться по надписи на шкале указателя, предназначен ли он для данного типа самолета.

Приемник бензиномера вставляют в горловину бака и нижнюю часть обоймы приемника плотно прижимают к гнезду головки бака. Для повышения герметичности между обоймой приемника и фланцем головки бака кладут пробковое уплотнение до 2 *мм* толщиной.

Указатель на приборной доске крепят стандартным кольцом.

Гибкую передачу закрепляют так, чтобы число изгибов было минимальным, а радиусы закруглений не меньше 300 *мм*.

Во избежание прогибания гибкой передачи ее следует прикреплять скобами через каждые 150—200 *мм*. Перед монтажем необходимо отверстие сальника заполнить консистентной смазкой, употребляемой для смазывания шестерен демультипликатора тахометра.

Смазка должна быть совершенно чистой. Она не должна выделять свободного минерального масла в течение трех суток. Температура каплепадения должна быть не ниже +90°, а температура замерзания не выше —35°.

Исправность прибора выясняется при внешнем осмотре прибора и контрольной поверке.

При осмотре следует выяснить, не имеет ли указатель, гибкая передача и датчик наружных дефектов, могущих понизить качество работы прибора, прочно ли укреплен датчик и указатель, проворачивается ли рукоятка указателя и имеется ли в отверстии сальника консистентная смазка.

При контрольной проверке определяют степень плавности вращения рукоятки при комнатной температуре, ошибки прибора и герметичность сальника.

Для оценки плавности движения троса рукоятку индикатора поворачивают в обе стороны один раз. После этого она должна вращаться свободно и плавно, без самопроизвольного обратного вращения.

Ошибки прибора определяют на специальной установке, где датчик погружают в сосуд с бензином и мерной шкалой.

Поверку производят, сличая показания прибора с показаниями на мерной шкале при наливании бензина порциями в сосуд.

Ошибка прибора не должна превышать 3% от емкости бака.

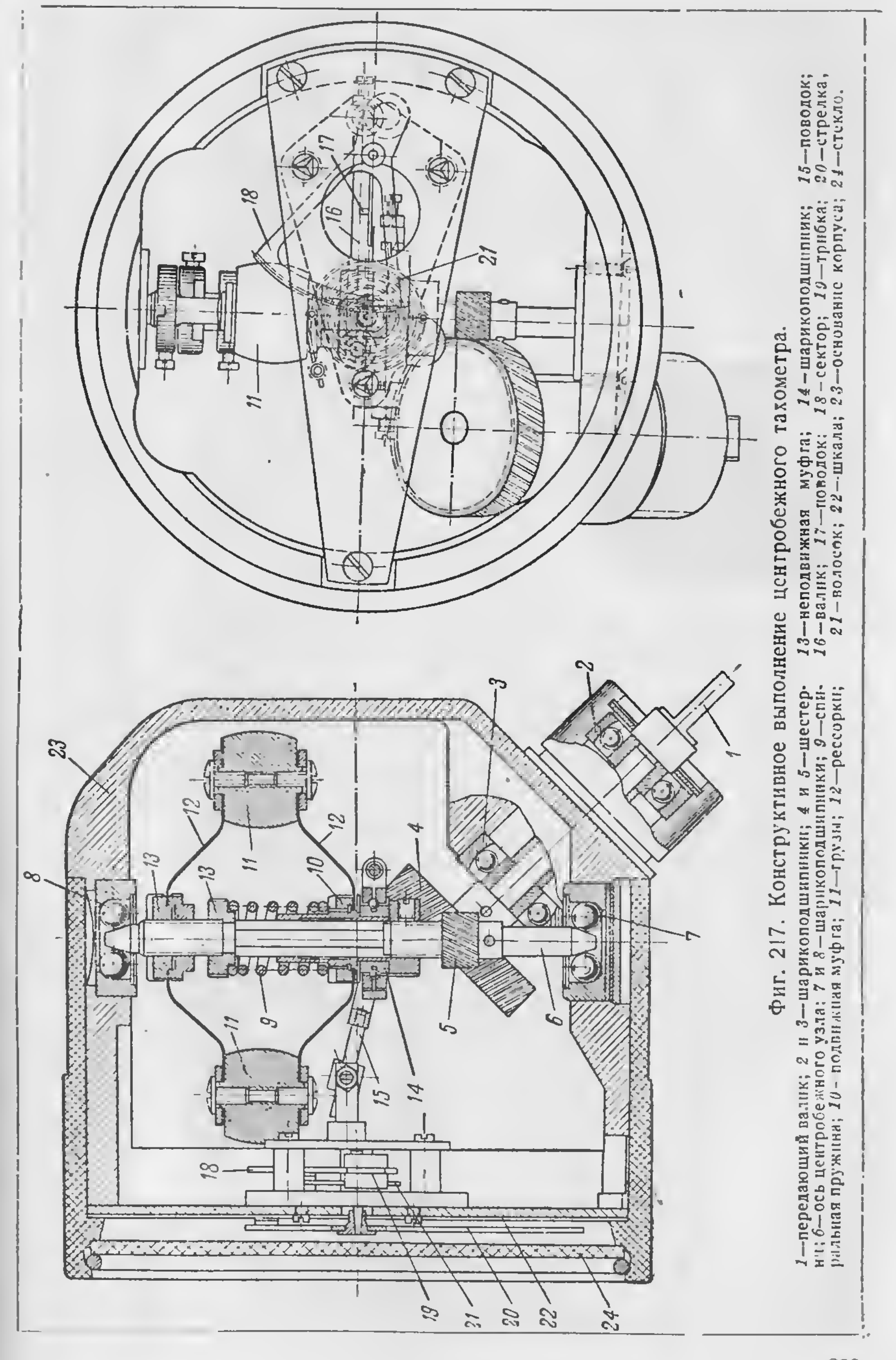
Герметичность сальника поверяют, наливая в датчик бензин и наблюдая, не просачивается ли он через сальник и головку приемника.

Фиг. 216. Принципиальная схема центробежного тахометра.

1—передающий валик тахометра; *2*—шестерня; *3*—ось центробежного узла; *4*—неподвижная муфта; *5*—подвижная муфта; *6*—пружина; *7*—грузы; *8*—рессорки; *9*—стрелка; *10*—волосок.

43. ЦЕНТРОБЕЖНЫЙ ТАХОМЕТР

Назначение и принцип действия. Центробежный тахометр устанавливают на легких одномоторных самолетах для измерения числа оборотов главного вала двигателя. На многомоторных больших самолетах центробежный тахометр вытеснен электрическими тахометрами, обладающими преимуществом дистанционности. Лишь



Фиг. 217. Конструктивное выполнение центробежного тахометра.

1—передающий валик; *2* и *3*—шарикоподшипники; *4* и *5*—шестерни; *6*—ось центробежного узла; *7* и *8*—шарикоподшипники; *9*—спиральная пружина; *10*—подвижная муфта; *11*—грузы; *12*—рессорки; *13*—неподвижная муфта; *14*—шарикоподшипник; *15*—поводок; *16*—валик; *17*—поводок; *18*—сектор; *19*—трибка; *20*—стрелка; *21*—волосок; *22*—шкала; *23*—основание корпуса; *24*—стекло.

там, где расстояние от двигателя самолета до приборной доски невелико, возможно устанавливать центробежные тахометры.

Прибор построен на принципе использования центробежной силы, развиваемой вращающимся грузом. Принципиальная схема прибора дана на фиг. 216.

Вращение распределительного вала авиационного мотора передается гибким валом передающему валику *1* тахометра. На оси валика *1* посажена шестерня *2*, приводящая во вращение ось центробежного узла *3*. На этой оси имеются две муфты *4* и *5*, причем верхняя муфта *4* крепится неподвижно, а нижняя *5* может свободно скользить по шпинделю и под действием пружины *6* стремится занять крайнее нижнее положение. Обе муфты соединены с грузами *7* при помощи рессорок *8*. Перемещение муфты *5* по оси вызывает поворот зубчатого сектора и стрелки *9*. Волосок *10* предназначен для выбирания люфтов. При вращении оси прибора на грузы *7* действует центробежная сила, и они расходятся, сжимая пружину *6* до тех пор, пока упругость последней не уравновесит центробежного усилия. Следовательно, прогиб пружины, фиксируемый с помощью стрелки, и является мерой скорости вращения.



Фиг. 218. Центробежный тахометр.

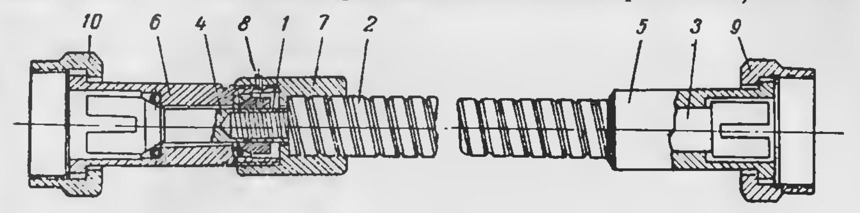
Конструкция центробежного тахометра. Передающий валик *1* (фиг. 217) связан с осью центробежного узла *6* косозубчатыми шестернями с передаточным числом 3,5 : 1. Косозубчатое зацепление позволяет вывести наконечник валика тахометра под углом 45° относительно центробежного узла, вследствие чего устраняется неизбежность больших углов изгиба гибкого вала. Большие углы изгиба гибкого вала недопустимы, так как вызывают вибрацию стрелки и нарушают плавность хода прибора.

Все части прибора смонтированы в алюминиевом корпусе диаметром 80 *мм*. Корпус прибора разъемный и состоит из двух частей. В основной части корпуса *23* помещается весь механизм. Эта часть закрывается спереди шкалой, устанавливаемой на двух винтах. Передняя часть корпуса служит крышкой прибора. Спереди она закрывается стеклом, укрепленным пружинящим кольцом. Части корпуса скрепляются при помощи трех винтов.

Шкала прибора (фиг. 218) имеет деления, нанесенные через 50 об/мин. Нанесенные цифры соответствуют сотням оборотов в минуту главного вала двигателя.

Шкала черная, цифры и деления через каждые 200 об/мин. покрыты светящейся массой.

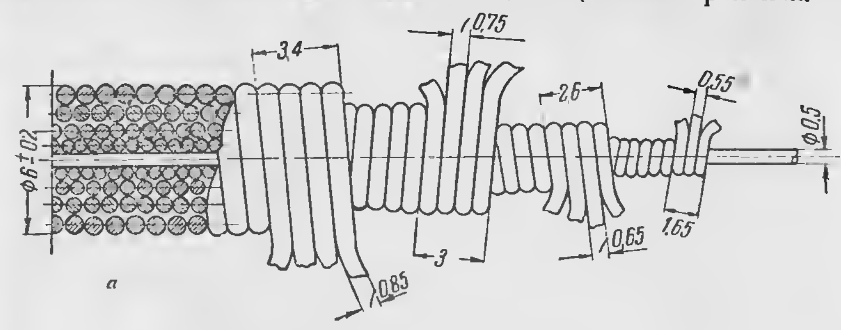
Гибкий вал. Гибкий вал (фиг. 219) служит для передачи вращения от двигателя к тахометру. Этот вал выдерживает приложенный к нему скручивающий момент до 15 *кг/см*. При превышении этой нагрузки получаются большие остаточные деформации, в результате которых вал может отказать в работе. Собственно вал состоит из сердечника (стальной проволоки) и навитых вокруг сердечника в противоположных направлениях четырех концентрических слоев стальной проволоки разной толщины (фиг. 220).

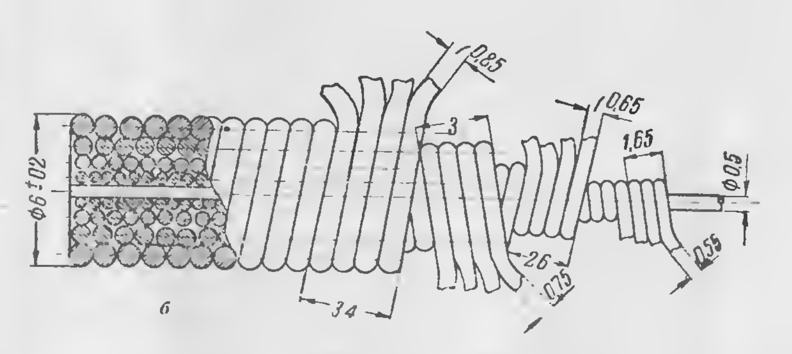


Фиг. 219. Гибкий вал.

1—гибкий вал; *2*—оболочка; *3* и *4*—наконечники; *5* и *6*—втулки; *7*—гайка; *8*—стопорный винт; *9* и *10*—гайки.

После навивки вал термически обрабатывают и для получения эластичности механически обжимают на специальных роликах.





Фиг. 220. Гибкий вал.

а—для моторов левого вращения; *б*—для моторов правого вращения.

Направление навивки по слоям чередуется. Направление навивки верхнего слоя определяет собой направление передачи вращения, для которого предназначен данный гибкий вал.

Оболочка вала навивается из тонкой латунной или стальной ленты в виде цилиндрической спирали, навитой так, что края смежных витков накладываются друг на друга, образуя подвижное соединение.

Между краями смежных витков прокладывают хлопчатобумажный шнур, предохраняющий внутреннюю часть оболочки от попадания грязи и пыли и способствующий сохранению внутри оболочки смазки, предназначенной для смазывания гибкого вала.

На концах гибкого вала напаяно два наконечника, имеющих на своих концах прямоугольные прорези для присоединения лопаток валиков двигателя и тахометра.

Наконечник гибкого вала со стороны двигателя вращается во втулке, припаянной к одному из концов оболочки. Наконечник со стороны тахометра вращается на шариках диаметром 2 *мм*, помещенных в два ряда по 17 шариков в каждом ряду.

Для облегчения монтажа и демонтажа некоторые гибкие валы со стороны тахометра снабжают переходной деталью, дающей возможность, отвинтив стопорные винты, наконечник и выбив штифт, быстро вынуть вал и заменить его новым.

Вес прибора с комплектом монтажных деталей без гибкого вала 450 *г*.

Вес погонного метра гибкого вала около 450 *г*.

Вес погонного метра оболочки около 250 *г*.

Центробежные тахометры просты по конструкции, надежны в эксплоатации, развивают большой вращающий момент и сравнительно просты в производстве.

Недостатки прибора — неравномерная шкала, сложность балансировки и довольно сильная, почти неустранимая вибрация стрелки.

Центробежные тахометры с приводом от гибкого вала применимы только на одномоторных самолетах, т. е. там, где длина гибкого вала не превышает 2—2,5 *м*. При большой длине вала в нем появляются значительные крутильные колебания, и показания тахометра становятся неустойчивыми.

Монтаж тахометра и гибкого вала. Прибор устанавливают на приборной доске самолета и крепят к ней стандартным крепежным кольцом.

При выборе гибкого вала необходимо учесть направление вращения его при работе.

Гибкий вал собирают в следующем порядке: разрезают гибкий вал и оболочку на куски нужной длины. Длину оболочки берут короче вала на длину отрезков, впаиваемых в наконечники Резать вал нужно автогеном или ножовкой, а оболочку — ножницами. Не разрешается рубить гибкий вал и оболочку зубилом. Оболочку вала следует перед нарезкой три-четыре раза свернуть в бухту диаметром 300—350 *мм* и без растяжки распустить так, чтобы оболочка пришла в свободное состояние.

Вал перед растяжкой также должен быть выправлен. Если вал имеет надломы или резкие перегибы, то его надо забраковать.

Концы вала обрабатывают на наждачном круге, а концы оболочки подрезают ножницами.

Все места, предназначенные для спая, тщательно очищают от грязи и масла и лудят.

Масло на концах вала на длине 20—25 *мм* удаляют, прогревая концы вала на паяльной лампе до температуры выгорания масла; при этом надо остерегаться перегрева вала и отжига его.

После обжигания концы и торцы вала очищают от грязи и зачищают наждачным полотном до появления металлического блеска. Подлежащие полуде места травят хлористым цинком. Оболочку покрывают полудой на протяжении четырех-пяти витков спирали ровным слоем.

После лужения остатки хлористого цинка нейтрализуют, промывая луженые места вала и оболочку в насыщенном растворе соды. Затем промывают концы вала и оболочки в горячей воде и вытирают насухо чистой тряпкой. На полуженные концы оболочки напаивают гайку *7* и втулку *5* (см. фиг. 219). При пайке следует опасаться попадания олова на внутреннюю часть втулки *5*, являющуюся подшипником для наконечника вала. Пайку производят только тогда, когда оболочка дойдет до упора. После пайки нужно нейтрализовать остатки кислоты, как указано выше. После этого напаивают на конец гибкого вала со стороны двигателя наконечник *3*. При напайке наконечника вала олово надо наливать с торца через узкий зазор между валиком и наконечником.

В наконечнике предусмотрены отверстия для наблюдения за протеканием олова. После пайки надо нейтрализовать остатки кислоты раствором соды.

Смазывают вал специальной смазкой и свободным концом протаскивают его сквозь оболочку. При этом наконечник вала должен войти до упора во втулку *5*. Витки оболочки с другого конца отжимаются так, чтобы конец вала выходил за оболочку на 60—70 *мм*. Вытянутый конец вала закрепляют ручными тисками и хорошо вытирают от масла. Затем напаивают наконечник *4*, предварительно собранный вместе с шариками и с надетой на втулку соединительной гайкой.

Конец гибкого вала впаивают в наконечник *4* при помощи бескислотных флюсов (например канифоли).

Подмоченные или засоренные шарики, а также пайка наконечника *4* на кислоте через небольшой промежуток времени выведут наконечник из строя вследствие быстрого ржавления и срабатывания. При напайке наконечника вала со стороны тахометра нельзя допускать отпуска закаленных шариков втулки.

После припайки наконечника *4* вытягивают оболочку в нормальное положение и завертывают доотказа конец втулки *6* в гайку *7*. Втулку дополнительно закрепляют стопорными винтами *8*.

Сборка и пайка наконечников должны производиться с большой тщательностью и аккуратностью. Плохая пайка является причиной поломки гибкого вала и выхода прибора из строя. Все

втулки и наконечники должны напаиваться строго по центру, без перекоса.

До присоединения гибкий вал должен быть тщательно осмотрен. Направление навивки верхнего слоя должно быть таким, чтобы при работе он закручивался. Следует убедиться в том, что вал свободно и плавно проворачивается. Если наконечник вала дает неплавное проворачивание, то эта неплавность сразу скажется на работе тахометра, который будет работать с большой вибрацией стрелки.

Вместе с тем нельзя допускать слишком больших зазоров в наконечниках, так как они вызывают при работе болтание и ускоренный износ наконечников.

Перед установкой гибкого вала наконечники слегка смазывают (летом тавотом, зимой маслом). Первым закрепляется конец к тахометру, а затем к двигателю. Оболочку гибкого вала крепят скобочками через каждые 250—300 *мм.* Число изгибов следует делать минимальным, и радиусы закруглений нельзя допускать меньше 150 *мм.* Нельзя пережимать оболочку и натягивать вал, а следует давать 1—2 *см* прогиба от скобы до скобы.

Конец гибкого вала со стороны мотора не должен иметь изгибов на длине 150—200 *мм.*

44. ФЛЮОМЕТР

Назначение и принцип действия. Флюометр служит для указания скорости подачи горючего в двигатель. Флюометр измеряет скорость истечения горючего в килограммах в час. В основу действия прибора положен принцип использования зависимости давления жидкости от скорости ее движения. Флюометр использует действие силы скоростного напора горючего на встречное препятствие (поплавок с диском).

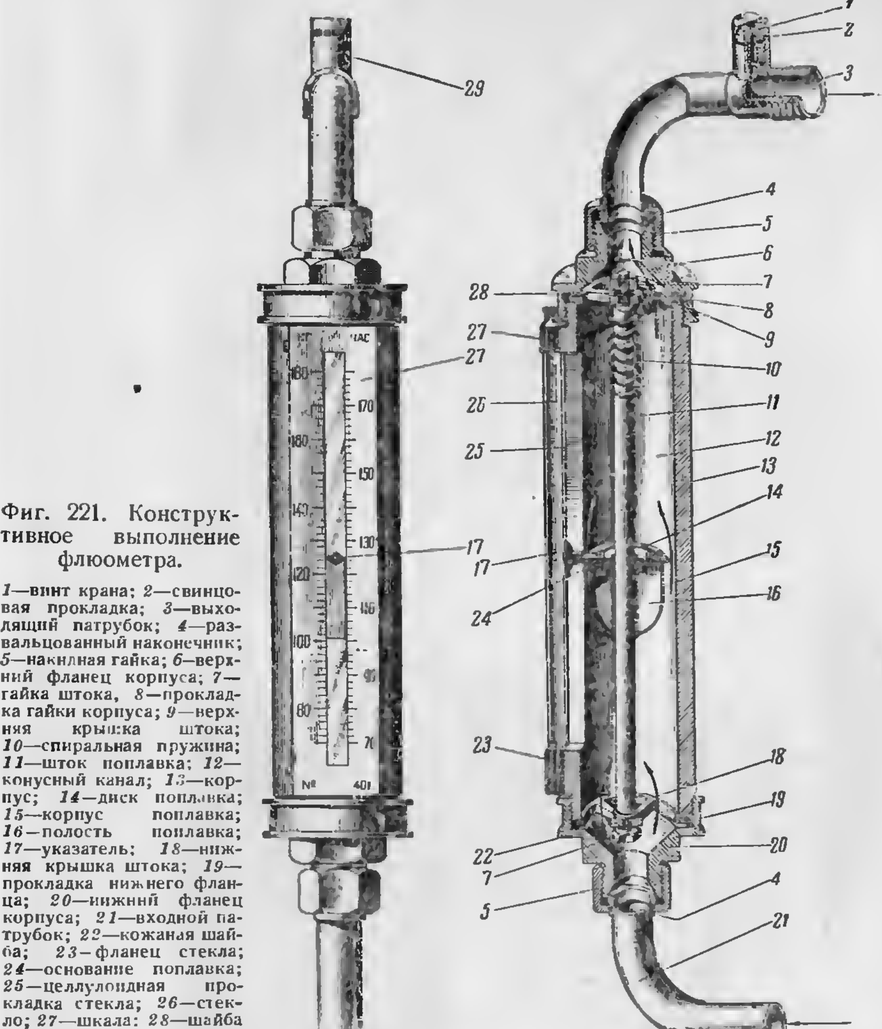
Конструкция флюометра. Корпус прибора (фиг. 221) выполнен в виде вертикальной трубы, несколько сужающейся книзу. Корпус прибора нижним своим штуцером присоединяется к трубопроводу, идущему от бака с горючим, а верхним штуцером соединяется с карбюратором двигателя. Следовательно, все горючее, потребляемое двигателем, пройдет через прибор. По вертикальной оси корпуса установлена колонка, по которой может перемещаться тщательно отбалансированный поплавок. На поплавке имеется указатель, наблюдаемый через вертикальную щель, закрытую целлулоидом. На рамке этой щели нанесена шкала.

При увеличении скоростного напора жидкости поплавок перемещается вверх по колонке, благодаря чему зазор между диском поплавка и внутренней стенкой корпуса увеличивается (из-за конусности корпуса прибора).

Это продолжается до тех пор, пока расход горючего через этот зазор не сравняется с расходом через выходной штуцер. При уменьшении давления жидкости происходит обратное явление.

Для предохранения поплавка от ударов об верхний и нижний фланцы корпуса в случае резких изменений скоростного напора

служит вверху спиральная пружина, а в нижней части прибора — кожаная прокладка. Ошибка прибора на всех точках шкалы и при любых температурах в пределах от +25 до —45° не превышает 6 *кг/час.* Прибор весит около 1300 *г.*



Фиг. 221. Конструктивное выполнение флюометра.

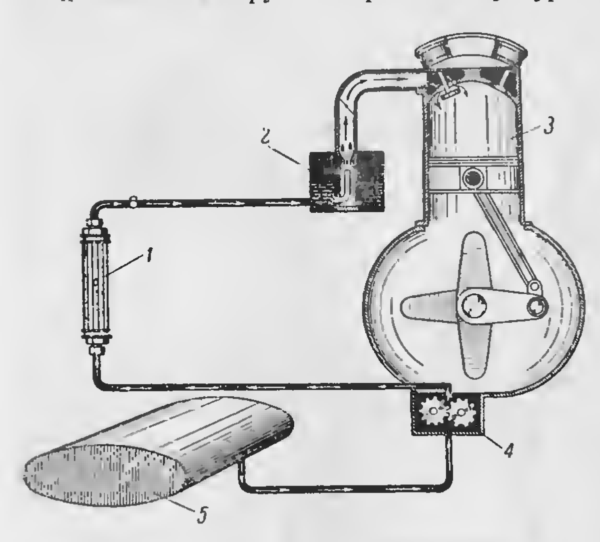
1—винт крана; *2*—свинцовая прокладка; *3*—выходящий патрубок; *4*—развальцованный наконечник; *5*—накидная гайка; *6*—верхний фланец корпуса; *7*—гайка штока, *8*—прокладка гайки корпуса; *9*—верхняя крышка штока; *10*—спиральная пружина; *11*—шток поплавка; *12*—конусный канал; *13*—корпус; *14*—диск поплавка; *15*—корпус поплавка; *16*—полость поплавка; *17*—указатель; *18*—нижняя крышка штока; *19*—прокладка нижнего фланца; *20*—нижний фланец корпуса; *21*—входной патрубок; *22*—кожаная шайба; *23*—фланец стекла; *24*—основание поплавка; *25*—целлулоидная прокладка стекла; *26*—стекло; *27*—шкала; *28*—шайба Гровера; *29*—кран.

Монтаж флюометра. Флюометр устанавливают вертикально — меньшим сечением внутренней полости корпуса книзу. Верхний трубопровод прибора соединяют с местом потребления горючего, нижний трубопровод ведут к бакам с горючим (фиг. 222).

Перед установкой прибора необходимо убедиться в герметичности прибора и трубопроводов к нему.

45. АКСЕЛЕРОМЕТР

Назначение и принцип действия акселерометра. При выполнении самолетом крутых виражей и фигур высшего пилотажа возникают центробежные силы, действующие на все части самолета. Эти силы зависят от угловой скорости вращения самолета. Центробежную силу, действующую на какую-либо часть самолета, можно сложить по правилу параллелограма с силой тяжести.

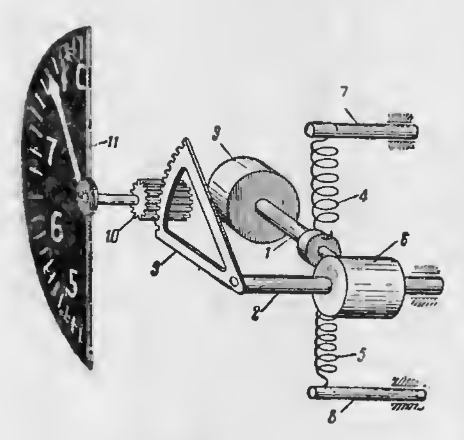


Фиг. 222. Схема включения флюометра.

1—флюометр; 2—карбюратор; 3—цилиндр мотора; 4—бензиновая помпа; 5—бензиновый бак.

Отношение результирующей силы к силе тяжести называется перегрузкой и характеризует увеличение напряжения в материале по сравнению с нормальным полетом, когда действует только сила тяжести (см. стр. 168).

Все части самолета должны быть рассчитаны на предельную величину перегрузки, которая может получаться в полете.



Фиг. 223. Принципиальная схема акселерометра.

1—рычаг; 2—ось рычага; 3—груз; 4 и 5—пружины; 6—муфта; 7 и 8—стойки пружин; 9—сектор; 10—трибка; 11—стрелка.

Длительные перегрузки возникают при крутом вираже, мертвой петле, штопоре, спирали.

Непродолжительные перегрузки, но весьма большие по величине, возникают при выходе самолета из крутого пикирования. Величина перегрузки может доходить до семи-восьмикратной.

Когда действует только сила тяжести (горизонтальный полет), то величина перегрузки принимается равной единице. Если самолет летит вверх колесами, то сила тяжести меняет свое направление относительно самолета на 180°. В этом случае перегрузка имеет отрицательный знак и равна —1. Если при этом самолет вращается, например, в верхней точке мертвой петли, то перегрузка может равняться

Фиг. 224. Конструктивное выполнение акселерометра.

1—корпус; 2—прижимное кольцо; 3—стекло; 4—рант; 5—резиновая прокладка; 6—кнопка стопора; 7—фиксирующая стрелка; 8—индикаторная стрелка; 9—шкала; 10—подвижный диск; 11—храповое колесо; 12—волосок; 13—верхняя платинка; 14—ось индикаторной стрелки; 15—ось фиксирующей стрелки; 16—собачка; 17—рычаг собачки; 18—пружина рычага; 19—ось стопора; 20—верхнее основание; 21—кулачок подвижного диска; 22—кулачок храпового колеса; 23—горбатая пружина; 24—стойка механизма с упором; 25—стойка пружины; 26—груз; 27—трибка; 28—сектор; 29—спиральная пружина; 30—контрящий винт; 31—ось груза; 32—муфта; 33—рычаг стопора; 34—сектор стопора; 35—пробка оси стопора; 36—возвратная пружина; 37—шестерня стопора.

нулю при равенстве центробежной силы и силы тяжести.

Акселерометр (перегрузочный прибор) служит для определения величины перегрузки в полете.

Действие акселерометра основано на измерении сил инерции, возникающих в элементах прибора при выполнении самолетом эволюций.

На фиг. 223 изображена принципиальная схема акселерометра. При отсутствии центростремительных ускорений груз *3* удерживается пружинами *4* и *5* в нейтральном положении, и стрелка *11* указывает перегрузку, равную единице. При наличии центростремительных ускорений на груз *3* действует сила, направленная противоположно ускорению.

Под действием этой силы груз *3* преодолевает сопротивление пружин *4* и *5* и поворачивает рычаг *1* вокруг оси *2*. С рычагом *1* жестко связан сектор *9*, поворачивающий трибку *10* со стрелкой *11*. Поворот стрелки пропорционален величине перегрузки, так как сила, действующая на груз, также пропорциональна перегрузке.

Конструкция акселерометра. В цилиндрическом корпусе (фиг. 224) установлен маятник (рычаг с грузом), поддерживаемый при помощи двух цилиндрических пружин в положении, близком к горизонтальному. Движения маятника ограничиваются стойками, на которые надеты резиновые трубки. Трубки эти предназначены для смягчения ударов маятника. С рычагом груза жестко связан зубчатый сектор. Вращение сектора передается трибке, на оси которой находится главная стрелка прибора. На этой же оси жестко укреплен диск с пальцем, передвигающим стрелку-фиксатор максимальных перегрузок. Стрелка-фиксатор остается в положении максимального отклонения и удерживается от самопроизвольного отклонения храповым колесом и собачкой.

Для возвращения стрелки-фиксатора в нулевое положение служит кнопка, при нажатии на которую освобождается храповое колесо, и стрелка под действием волоска, установленного на ее оси, возвращается в нулевое положение. Эта же кнопка служит для застопоривания рычага с грузом на то время, когда прибором не пользуются.

Для отсчета показаний шкала прибора разградуирована в единицах ускорения силы тяжести (g). Деления на шкале расположены так, что положительные ускорения (от 0 до $7\,g$) нужно отсчитывать по часовой стрелке, а отрицательные (от 0 до $-1\,g$) против часовой стрелки.

Точка шкалы с цифрой —1 соответствует одновременно ускорениям $+8\,g$ и $-1\,g$. Цена одного деления составляет $0{,}2\,g$. Цифры на шкале, деления и стрелка покрыты светящейся массой.

Вес прибора около 450 *г*.

Монтаж акселерометра. Акселерометр устанавливают на приборной доске, если она параллельна вертикальной оси самолета. Если же приборная доска на самолете установлена с некоторым наклоном, то прибор монтируют на специальном кронштейне, обеспечивающем совпадение плоскости шкалы с плоскостью, перпендикулярной к продольной оси самолета.

При монтаже акселерометра следует обеспечить удобство пользования прибором, минимальное влияние на прибор вибраций и правильность расположения шкалы (0 шкалы должен быть вверху).

Прибор крепят при помощи четырех болтов.

ЛИТЕРАТУРА

Антипов, Майоров, Косарев, Гироскопические авиационные приборы, Редиздат Аэрофлота, 1940.
Брандт, Авиационные приборы, ч. I, Воениздат, 1938.
Брандт, Авиационные приборы, ч. IV, Воениздат, 1937.
Васин, Авиационные приборы, ч. II, Воениздат, 1939.
Гарцев, Аэродинамика самолета, Воениздат, 1938.
Колпаков, Авиационные приборы, ч. IV, Воениздат, 1938.
Молчанов, Курс аэронавигации, ОНТИ, 1937.
Пруссак, Авиадвигатели, Воениздат, 1938.
Ратц, Аэронавигационное оборудование самолетов, Оборонгиз, 1940.
Б. И. Рубин, Электрические авиационные приборы, ОНТИ, 1935.
Щипанов, Теория, расчет и методы конструирования авиационных приборов, ОНТИ, 1936.
Щипанов, Гироскопические приборы слепого полета, Оборонгиз, 1938.
Материалы приборостроительных заводов.

Аэродинамическая таблица до 1000 *км/час*

Скорость *км/час*	Аэродинамическое давление *мм* вод. ст.	Скорость *км/час*	Аэродинамическое давление *мм* вод. ст.	Скорость *км/час*	Аэродинамическое давление *мм* вод. ст.
0	0	340	558,48	680	2364,10
10	0,48	350	592,56	690	2439,32
20	1,76	360	627,80	700	2517,02
30	4,34	370	664,08	710	2559,49
40	7,65	380	701,27	720	2675,11
50	11,80	390	739,81	730	2756,11
60	17,36	400	779,08	740	2838,68
70	23,76	410	819,38	750	2922,58
80	30,89	420	861,74	760	3008,85
90	39,06	430	904,10	770	3096,89
100	48,25	440	947,41	780	3184,92
110	57,66	450	991,93	790	3275,43
120	68,50	460	1039,15	800	3365,84
130	80,39	470	1086,99	810	3461,42
140	93,72	480	1134,46	820	3557,00
150	107,15	490	1184,12	830	3654,64
160	122,34	500	1235,78	840	3749,70
170	138,46	510	1287,44	850	3853,03
180	154,99	520	1340,66	860	3951,60
190	172,97	530	1394,90	870	4059,68
200	191,67	540	1450,49	880	4164,04
210	210,78	550	1507,63	890	4271,50
220	231,45	560	1565,80	900	4378,65
230	253,15	570	1624,50	910	4489,10
240	275,88	580	1685,36	920	4603,17
250	299,64	590	1747,55	930	4719,21
260	324,44	600	1811,00	940	4833,59
270	349,75	610	1875,78	950	4952,52
280	376,52	620	1910,87	960	5074,34
290	404,00	630	2008,45	970	5194,72
300	432,32	640	2077,89	980	5319,43
310	462,90	650	2147,11	990	5444,56
320	493,90	660	2218,03	1000	5573,61
330	525,93	670	2289,91		

Гипсометрическая таблица

Высота *м*	Манометрическое давление *мм* рт. ст.	Высота *м*	Манометрическое давление *мм* рт. ст.	Высота *м*	Манометрическое давление *мм* рт. ст.
—1000	—94,65	2600	206,92	6400	425,26
— 900	—84,68	2700	213,84	6500	429,88
— 800	—74,83	2800	220,74	6600	434,44
— 700	—65,28	2900	227,55	6700	438,95
— 600	—55,66	3000	234,20	6800	443,42
— 500	—46,14	3100	240,90	6900	447,83
— 400	—36,73	3200	247,53	7000	452,19
— 300	—27,42	3300	253,99	7100	456,48
— 200	—18,14	3400	260,44	7200	460,78
— 100	— 9,06	3500	266,88	7300	464,99
— 50	— 4,50	3600	273,16	7400	469,14
0	0,00	3700	279,42	7500	473,26
50	4,04	3800	285,60	7600	477,33
100	8,97	3900	291,76	7700	481,34
200	17,82	4000	297,79	7800	485,32
300	26,65	4100	303,73	7900	489,28
400	35,40	4200	309,77	8000	493,15
500	44,02	4300	315,62	8100	497,00
600	52,57	4400	321,39	8200	500,78
700	61,07	4500	327,14	8300	504,52
800	69,39	4600	332,86	8400	508,24
900	77,70	4700	338,46	8500	511,91
1000	85,99	4800	344,03	8600	515,51
1100	94,10	4900	349,54	8700	519,12
1200	102,10	5000	354,96	8800	522,65
1300	110,10	5100	360,37	8900	526,13
1400	118,07	5200	365,70	9000	529,58
1500	125,87	5300	370,96	9100	532,99
1600	133,57	5400	376,15	9200	536,36
1700	141,33	5500	381,33	9300	539,70
1800	148,85	5600	386,42	9400	542,98
1900	156,35	5700	391,46	9500	546,24
2000	163,83	5800	396,45	9600	549,43
2100	171,21	5900	401,39	9700	552,59
2200	178,50	6000	406,27	9800	555,73
2300	185,72	6100	411,07	9900	558,85
2400	192,82	6200	415,85	10000	561,86
2500	199,93	6300	420,57	10100	564,91

Продолжение

Высота *м*	Манометрическое давление *мм* рт. ст.	Высота *м*	Манометрическое давление *мм* рт. ст.	Высота *м*	Манометрическое давление *мм* рт. ст.
10200	567,88	14200	657,66	18200	705,56
10300	570,81	14300	659,26	18300	706,41
10400	573,72	14400	660,84	18400	707,25
10500	576,62	14500	662,39	18500	708,08
10600	579,42	14600	663,92	18600	708,89
10700	582,22	14700	665,42	18700	709,69
10800	585,00	14800	666,90	18800	710,48
10900	587,72	14900	668,36	18900	711,21
11000	590,42	15000	669,79	19000	712,01
11100	593,08	15100	671,21	19100	712,77
11200	595,69	15200	672,60	19200	713,51
11300	598,26	15300	673,97	19300	714,24
11400	600,79	15400	675,33	19400	714,95
11500	603,29	15500	676,64	19500	715,66
11600	605,74	15600	677,94	19600	716,35
11700	608,16	15700	679,23	19700	717,04
11800	610,54	15800	680,49	19800	717,71
11900	612,88	15900	681,74	19900	718,37
12000	615,18	16000	682,96	20000	719,02
12100	617,45	16100	684,17	20500	722,13
12200	619,68	16200	685,37	21000	725,00
12300	621,87	16300	686,53	21500	727,66
12400	623,99	16400	687.61	22000	730,11
12500	626,17	16500	688,81	22500	732,38
12600	628,26	16600	689,92	23000	734,48
12700	630,32	16700	691,02	23500	736,41
12800	632,35	16800	692,10	24000	738,20
12900	634,36	16900	693,16	24500	739,86
13000	636,32	17000	694,21	25000	741,38
13100	638.26	17100	695,21	25500	742.80
13200	640,16	17200	696,25	26000	744,10
13300	642,04	17300	697,25	26500	745,30
13400	643,88	17400	698,23	27000	746,73
13500	645,70	17500	698,92	27500	747,45
13600	647,49	17600	700,15	28000	748,40
13700	649,25	17700	701,09	28500	749,28
13800	650,98	17800	702,02	29000	750,10
13900	652,70	17900	702,92	29500	750,85
14000	654,37	18000	703,81	30000	751,55
14100	656,02	18100	704,70		

ОГЛАВЛЕНИЕ

Стр.